

# Republik Österreich



## Bundesanstalt für Verkehr Unfalluntersuchungsstelle

**GZ. 85.007/0001-FUS/2006**

Untersuchungsbericht

Flugunfall mit dem  
Motorflugzeug Type Airbus A310  
am 12. Juli 2000  
am Flughafen Wien-Schwechat,  
Niederösterreich

Die Untersuchung erfolgte in Übereinstimmung mit dem Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz (FIUG),  
BGBl.Nr. 105/1999.

Zweck der Untersuchung ist ausschließlich die Feststellung der Ursache des Unfalles oder  
der schweren Störung zur Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Störungen.  
Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens oder der Haftung.

Unfalluntersuchungsstelle, Fachbereich Luftfahrt, Lohnnergasse 9, A-1210 Wien,  
Tel.: +43(0)1-27760 DW 9200 – 9207, Fax: +43(0)1-27760 DW 9299, email: fus@bmvit.gv.at

INHALTSÜBERSICHT

<b>EINLEITUNG .....</b>	<b>5</b>
<b>1 TATSACHENERMITTLUNG .....</b>	<b>5</b>
<b>1.1 Flugverlauf.....</b>	<b>5</b>
<b>1.2 Personenschäden.....</b>	<b>13</b>
<b>1.3 Schaden am Luftfahrzeug .....</b>	<b>13</b>
<b>1.4 Andere Schäden .....</b>	<b>13</b>
<b>1.5 Besatzung.....</b>	<b>13</b>
1.5.1 Kapitän.....	13
1.5.2 Copilot.....	15
<b>1.6 Luftfahrzeug.....</b>	<b>16</b>
<b>1.7 Flugwetter.....</b>	<b>17</b>
1.7.1 Aktuelle Wetterbedingungen .....	17
1.7.2 Natürliche Lichtverhältnisse.....	17
<b>1.8 Navigationshilfen .....</b>	<b>17</b>
<b>1.9 Flugfernmeldedienste.....</b>	<b>17</b>
<b>1.10 Flugplatz.....</b>	<b>17</b>
<b>1.11 Flugschreiber .....</b>	<b>18</b>
<b>1.12 Angaben über Wrack und Aufprall.....</b>	<b>18</b>
1.12.1 Unfallort .....	18
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile .....	18
1.12.3 Konfiguration .....	18
1.12.4 Zustand des Cockpits.....	18
1.12.5 Resttreibstoff .....	18
1.12.6 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	19
<b>1.13 Medizinische und pathologische Angaben.....</b>	<b>19</b>
<b>1.14 Brand .....</b>	<b>19</b>
<b>1.15 Überlebensaspekte .....</b>	<b>19</b>
1.15.1 Evakuierung.....	19
1.15.2 Verletzungsursachen.....	19
<b>1.16 Weiterführende Untersuchungen.....</b>	<b>19</b>
<b>1.17 Organisation und Verfahren.....</b>	<b>24</b>

1.17.1	Dokumentation .....	24
1.17.2	Ausbildung und Training der Cockpitbesatzung.....	31
1.17.3	Schulung auf und Betrieb von Luftfahrzeugen moderner Technologie.....	31
1.17.4	Systemkenntnisse, Dokumentation und Schulung auf FMS .....	32
1.17.5	Lernprogramme /Computer based training CBT .....	32
1.17.6	Automationsbedingte Überraschungen.....	32
1.17.7	Training der Treibstoffberechnung am FMS unter abnormen Bedingungen .....	33
1.17.8	Flugsicherung.....	33
<b>1.18</b>	<b>Andere Angaben .....</b>	<b>33</b>
1.18.1	Entwicklung des Kraftstoffvorrates und der bezughabenden Anzeigen .....	33
1.18.2	Humanfaktoren.....	35
<b>1.19</b>	<b>Untersuchungstechniken .....</b>	<b>37</b>
<b>2</b>	<b>AUSWERTUNG .....</b>	<b>37</b>
<b>2.1</b>	<b>Organisation .....</b>	<b>37</b>
<b>2.2</b>	<b>Besatzung.....</b>	<b>38</b>
2.2.1	Ausbildung, Training, Qualifikation, Dokumentation.....	38
2.2.2	Physische- und psychische Leistungsfähigkeit .....	38
2.2.3	Autoritätsgradient.....	38
2.2.4	Analyse des Verhaltens der Cockpitbesatzung.....	38
<b>2.3</b>	<b>Flugverfahren / technische Dokumentation.....</b>	<b>47</b>
<b>2.4</b>	<b>Fahrwerksversagen.....</b>	<b>48</b>
<b>2.5</b>	<b>Evakuierung.....</b>	<b>48</b>
<b>3.</b>	<b>SCHLUSSFOLGERUNGEN .....</b>	<b>48</b>
<b>3.1</b>	<b>Befunde .....</b>	<b>48</b>
<b>3.2</b>	<b>Ursachen.....</b>	<b>49</b>
<b>4.</b>	<b>SICHERHEITSEMPFEHLUNGEN .....</b>	<b>50</b>

Häufig verwendete Abkürzungen			
ACARS	Aircraft communications addressing and reporting system	IAS	Indicated airspeed
ACC	Area control center	IFR	Instrument flight rules
AD	Airworthiness Directive	IIC	Investigator in charge
ADF	Automatic direction finder	ILS	Instrument landing system
ADI	Attitude direction indicator	IMC	Instrument meteorological conditions
AFCS	Automatic flight control system	JAR	Joint Aviation Authorities
AFM	Aircraft Flight Manual	ISA	International standard atmosphere
AGL	Above ground level	kg	Kilogram(s)
AMSL	Above mean sea level	km	Kilometre(s)
AOA	Angle of attack	kt	Knot(s)
AOC	Air Operator Certificate	LOC	Localizer
AOM	Aircraft Operating Manual	LOFT	Line oriented flight training
APP	Approach control	M	Metre(s)
APU	Auxiliary power unit	M	Mach number
ASI	Air speed indicator	MOC	Minimum obstacle clearance (required)
ATC	Air traffic control	MSA	Minimum sector altitude
ATIS	Automatic terminal information service	MSL	Mean sea level
ATPL	Airline Transport Pilot Licence	NDB	Non-directional radio beacon
CAM	Cockpit area microphone	NM	Nautical mile(s)
CAS	Calibrated airspeed	OAT	Outside air temperature
CAT	Clear air turbulence	OPS	Operations
CAVOK	Visibility, cloud and present weather better than prescribed values and conditions (cloud and visibility OK)	PA	Public address system
CG	Centre of gravity	PF	Pilot flying
CRM	Crew resource management	PIC	Pilot in command
CRT	Cathode-ray tube	PNF	Pilot not flying, assisting pilot
CVR	Cockpit voice recorder	P/N	Part number
DFDR	Digital flight data recorder	RA	Radio altimeter
DME	Distance measuring equipment	RAT	Ram air turbine
ECAM	Electronic centralized aircraft monitor	RCC	Rescue coordination centre
EFIS	Electronic flight instrument system	SAR	Search and rescue
EFOB	Estimated fuel on board	SSR	Secondary surveillance radar
EPR	Engine pressure ratio	TMA	Terminal control area
ETA	Estimated time of arrival	TWR	Aerodrome control
ETD	Estimated time of departure	UTC	Coordinated universal time
FCOM	Flight Crew Operating Manual	VASIS	Visual approach slope indicator system
FD	Flight director	VMC	Visual meteorological conditions
FDR	Flight data recorder	V <sub>LS</sub>	Lowest selectable speed
FIR	Flight information region		
FL	Flight level		
FMS	Flight management system		
FORDEC	Facts, Options, Risks, Decision, Execution and Check		
ft	Foot (feet)		
ft/min	Feet per minute		
GS	Glide slope		
HF	High frequency (3.000 to 30.000 kHz)		
Hz	Hertz (cycles per second)		

## Einleitung

- Luftfahrzeughalter: Luftfahrtunternehmen
- Betriebsart: Bedarfsverkehr (IFR)
- Flugzeughersteller: Airbus Industries / International
- Musterbezeichnung: A310
- Luftfahrzeugart: Flugzeug
- Staatszugehörigkeit: Deutschland
- Unfallort: ca. 600 m OSO der Schwelle der Piste 34 des Flughafens Wien-Schwechat, Niederösterreich.
- Koordinaten: N 48°05', E 16°35,7'
- Ortshöhe über Meer: ca. 165 m
- Datum und Zeitpunkt: 12/07/2000, 11:34 Uhr  
(Zeiten in UTC = Lokalzeit minus 2 Stunden)
- Kurzdarstellung:

Im Anflug auf den Flughafen Wien erklärte der Kapitän den Flugnotfall wegen Treibstoffmangel. Im kurzen Endanflug fielen beide Triebwerke aus, das Luftfahrzeug setzte ca. 600 m vor der Betriebspiste 34 auf. Nach dem Bruch des linken Hauptfahrwerks schlitterte das Flugzeug bis zum ersten Rollweg, wo es außerhalb des Sicherheitsstreifens zum Stillstand kam. Die Insassen konnten größtenteils das Luftfahrzeug unverletzt über die Notrutschen verlassen, bei 26 Personen lagen leichte Verletzungen vor. Die veranschlagten Reparaturkosten überschritten den Zeitwert.

Der Bereitschaftsdienst der Flugunfalluntersuchungsstelle wurde am 12. Juli 2000 erstmals um 11:14 Uhr von der Such- und Rettungszentrale über den Flugnotfall informiert. Gemäß § 3 Abs. 3 Flugunfalluntersuchungs-Gesetz 1999 wurde vom diensthabenden Untersuchungsleiter Günther Raicher eine Untersuchung des Unfalles eingeleitet und die Sicherstellung der Beweismittel angeordnet.

Als Untersuchungsorgane haben mitgewirkt:

Klaus Appenzeller  
Cpt. Dr. Peter Grössenbrunner  
Ing. Martin Veit  
Cpt. Raimund Zopp

Gemäß ICAO Annex 13 wurden die beteiligten Staaten zur Entsendung von Beobachtern eingeladen. In diesen Funktionen nahmen an der Untersuchung teil:

Herr Eberhard Krupper, Bundesstelle für Flugunfalluntersuchungen (BFU), für den Halter- und Betreiberstaat Bundesrepublik Deutschland.

Dr. Kwok Chan für den Hersteller Airbus Industries

Vom Herstellerstaat des Luftfahrzeuges, Republik Frankreich, und vom Herstellerstaat der Triebwerke, Vereinigte Staaten von Amerika, wurden keine Vertreter zur Untersuchung entsandt.

## 1 Tatsachenermittlung

### 1.1 Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen der Luftfahrzeuginsassen, der Auswertungen von Flugdatenschreiber, der Gesprächsaufzeichnung im Cockpit, der

Aufzeichnungen des Funksprechverkehrs sowie der Radardaten in Verbindung mit den Erhebungen der Gendarmerie und der Flugunfalluntersuchungsstelle wie folgt rekonstruiert:

Der Flug 3378 war auf dem Rückflug von Chania/Griechenland, zurück nach Hannover/Deutschland, mit 8 Besatzungsmitgliedern und 143 Passagieren besetzt. Der Hinflug war ohne besondere Vorkommnisse erfolgt. Gemäß den Treibstoffanzeigen im Luftfahrzeug befanden sich vor dem Abrollen in Chania 16,8 t Treibstoff an Bord. Der Flugdatenschreiber (Flight Data Recorder FDR) zeigte 16,7 t um 08:55 Uhr. Der Rückflug wurde vom Kapitän als agierender Pilot (PF) durchgeführt, assistiert vom Copiloten (PNF). Nach dem Start um 09:00 Uhr in Chania konnte das Fahrwerk nicht gänzlich eingefahren werden. Während des Einfahrvorganges des Hauptfahrwerks blieben sowohl die rote "gear unsafe" Lampe und die rechte gelbe "gear door open" Lampe erleuchtet. Gemäß den Standardverfahren steuerte der Kapitän das Luftfahrzeug in der Folge, während der Copilot in seiner Funktion als assistierender Pilot die ECAM-Checkliste für die "Abnormal L/G indication" abarbeitete. Das Fahrwerk wurde erfolglos je zwei Mal auf den unterschiedlichen Detektorkreisen betätigt, insgesamt somit vier Mal.

In der ausgefahrenen Position signalisierten alle drei grünen "gear down lights" den korrekten Ausfahrzustand während in der eingefahrenen Position weiterhin die rechte gelbe "gear door open" und die rote "gear unsafe light" das nicht korrekte Einfahren anzeigte. Entsprechend einer Empfehlung von Airbus Industries konsultierte der Copilot die bezug habenden Passagen der "abnormal and emergency procedures", einer erläuternden Checkliste, welche die ECAM-Liste ergänzte.

Der Weiterflug mit teilweise eingefahrenem Fahrwerk wurde aufgrund der Hindernisfreiheit im Steigflug und der daher nicht beeinträchtigenden Reduktion der Steigleistung nicht in Betracht gezogen. Gemäß der ECAM-Checkliste und der auch später durch die firmeneigene Technik über Funk übermittelte Ansicht wurde das Fahrwerk für den Rest des Fluges in der ausgefahrenen Stellung belassen. Ein weiteres Argument, die Ausfahrstellung zu belassen, war die unbekannt Position des rechten Hauptfahrwerkstores in der eingefahrenen Position, die einen ökonomischen Reiseflug in Bezug auf Höhe und Geschwindigkeit nicht zuließ.

Das konsultierte AOM Kapitel 05-75-02 bezüglich "abnormal and emergency procedures" wies die Crew ausdrücklich darauf hin, dass der Flug mit ausgefahrenem Fahrwerk einen signifikanten Einfluss auf Treibstoffverbrauch und Steiggradient des Luftfahrzeuges hat (vergleiche auch Kapitel 21 "special operations"). Dieses Kapitel wurde auch zu einem späteren Zeitpunkt des Fluges herangezogen.

Der Kapitän und der Copilot behielten die Arbeitsteilung weiterhin bei. Der Kapitän bediente die Steuerung, übernahm die Navigation und die Kommunikation mit der Flugsicherung. Während des Steigfluges auf dem Weg zum Zielflugplatz wurde der Autopilot verwendet, um eine Reduktion der Arbeitsbelastung zu erreichen. Mit dem Taktikmodus des "Flight Management Systems" (FMS) wurde eine Geschwindigkeit von MACH 0,65 vorgegeben, der Wind war bereits vor dem Abflug für die geplante Reiseflughöhe FL 390 programmiert worden. Der Copilot versuchte über Sprechfunk mit einem anderen Luftfahrzeug des Unternehmens auf dem Flughafen Heraklion eine Verbindung herzustellen, um die Betriebsleitung über die Fahrwerksprobleme zu informieren oder diese zu veranlassen, eine Verbindung über HF herzustellen. Aufgrund des Umstandes, dass die unternehmenseigene Funkstation im HF-Bereich außer Funktion war, wurde die Besatzung letztlich über ACARS aufgefordert, das Unternehmen unter Einbeziehung von Stockholm Radio zu kontaktieren. Diese Kommunikation beschäftigte den Copiloten für nahezu eine Stunde, in der er nicht in die Flugabwicklung involviert war. Das Luftfahrzeug stieg in dieser Zeit mit einer Geschwindigkeit von 240 kt, später MACH 0,65, was die entsprechende  $V_{LE}$  bis FL 310 war. Als es dem Copiloten gelang, über Funk den Kontakt mit der Flugbetriebszentrale und dem Technikzentrum

über Stockholm Radio herzustellen, übernahm er vom Kapitän die Steuerung des Luftfahrzeuges und andere Funktionen. Der Kapitän diskutierte daraufhin über Funk die technischen Lösungsmöglichkeiten, die über die bis dahin gesetzten Maßnahmen hinausgingen.

Als eine der Konsequenzen aus dem Problem nach dem Start war die Auswahl eines geeigneten Zielflugplatzes unter Berücksichtigung der Reichweite des Luftfahrzeuges vorrangig zu behandeln. Das FMS zeigte eindeutig, dass der geplante Zielflugplatz Hannover mit dem zur Verfügung stehenden Treibstoff nicht erreicht werden konnte. Nach dem ersten HF-Radiokontakt mit dem Unternehmen sandte die Flugbetriebszentrale um 09:40 Uhr folgende ACARS-Meldung: „PLS TRY RECALC TO DEST STR IN STR WAERE FUER GAESTE A310 FUER WEITERFLUG SOFORT VERFUEGBAR. PLS ADV“. Stuttgart wurde jedoch nie als Ausweichziel berücksichtigt, die Entscheidung für München wurde der Flugbetriebszentrale um 09:44 Uhr in einer ACARS-Meldung auch mitgeteilt.

Während der Copilot mit der Herstellung der Radioverbindung beschäftigt war, hatte sich der Kapitän angesichts des geringen Fluggewichtes zu einem Steigflug bis FL 310 entschlossen. In dieser Zeit führte er mit dem FMS entsprechende Treibstoffkalkulationen für einen Flug bis München durch. Nach der teilweisen Neueingabe des Windes für die Höhe FL 310 ergab die Berechnung für München, dass dieses mit einer erwarteten Restkraftstoffmenge von 3,3 t nach der Landung erreicht werden sollte. Dieser Wert lag eindeutig innerhalb der Akzeptanz des Kapitäns. Der Copilot berechnete davon unabhängig am zweiten FMS die Treibstoffmenge, auch sein Ergebnis war über 3 t. Im Falle einer Ausweichlandung verlangen die unternehmensinternen Verfahrensvorschriften eine Restkraftstoffmenge, die für 30 Minuten Halteverfahren vor der Landung ausreichen. Das aktuelle Ergebnis wurde während eines Funkverkehrs der Flugbetriebszentrale mitgeteilt.

Um 09:50 Uhr zeigte der Flugdatenschreiber eine Reduktion der Fluggeschwindigkeit von MACH 0,65 auf MACH 0,62. Diese Änderung wurde von der Besatzung nie kommentiert.

Um 09:53 Uhr sandte die Flugbetriebszentrale eine ACARS-Meldung mit dem Hinweis "...in case of problems with fuel calc to MUC div to VIE...". Die Kalkulation der zu erwartenden Restkraftstoffmenge in München am FMS, angezeigt als EFOB, nahm kontinuierlich ab, blieb aber über 2,0 t. Ungeachtet dessen entschied der Kapitän den Flug nicht nach München, sondern nach Wien fortzusetzen. Die Änderung des Flugweges verbesserte die im FMS ausgeführte Treibstoffkalkulation und ergab eine in Wien zu erwartende Restkraftstoffmenge von 2,6 t. Der Kapitän glaubte sich in diesem Zusammenhang auch an die Meldung einer erwarteten Landezeit in Wien zu erinnern.

Um 09:57 Uhr, d.h. 57 Minuten nach dem Start, führte der Copilot die einzige schriftlich festgehaltene Kalkulation des Treibstoffes auf dem Flugplan über dem Punkt "YNN" im Fluginformationsgebiet Tirana durch. Der Treibstoffverbrauch hatte bis dahin 8,4 t betragen, dieselbe Menge befand sich noch an Bord, was in Summe der vor dem Start mitgeführten Treibstoffmenge von 16,8 t entsprach. Der Kapitän wurde entsprechend informiert. Der Mehrverbrauch betrug zu diesem Zeitpunkt gegenüber dem Flugplan 2,9 t oder etwa 60 %. Für die Besatzung war es bedeutend, dass die mit dem FMS errechnete Treibstoffsituation unkritisch war.

In der Folge suchte der Copilot im Flugbetriebshandbuch, Kapitel 21 "special ops-flight with landing gear down", nach weiteren Informationen über den Flugbetrieb mit ausgefahrenem Fahrwerk und begann diese dem Kapitän vorzutragen. Er wurde von diesem dabei mit dem Hinweis unterbrochen, dass dieses Kapitel ausschließlich für die Flugvorbereitung diene.

Um 10:22 Uhr flog das Luftfahrzeug über den Meldepunkt "RETRA" in das Fluginformationsgebiet Belgrad ein. Es wurden für die weitere Strecke nach Wien von der Flugsicherung zwei Routen offeriert, jedoch wurde - ohne die Entscheidung der Besatzung abzuwarten - letztlich die kürzere Route zugewiesen. Mit dieser neuen Streckenführung kalkulierte das FMS eine in Wien zu erwartende Restkraftstoffmenge von 2,6 t, die von beiden Besatzungsmitgliedern als ausreichend bewertet wurde.

Mittels ACARS ließ sich Besatzung ständig über die aktuelle und zu erwartende Wettersituation in ZAG, VIE, GRZ und MUC informieren. Aus der Wettersituation waren keine Probleme absehbar. Die Kabinenbesatzung wurde ebenfalls ständig über den Flugverlauf informiert. 50 Minuten vor der erwartenden Landung in München informierte der Kapitän über die neue Entscheidung mit Zielflugplatz Wien, woraufhin das Passagierservice reduziert wurde.

Beide Piloten gaben an, dass sie abgesehen von der Überprüfung der Kraftstoffmenge um 09:57 Uhr, die auf dem Vergleich des verbrauchten und des an Bord befindlichen Treibstoffs basierte, ihre wiederholten Kontrollen ausschließlich anhand des FMS durchführten. Gewünschte Direktflüge wurden durch die Flugsicherung regelmäßig genehmigt. Nach jedem solchen Direktflug zeigte das FMS eine Verbesserung der Treibstoffsituation an. In der Suche nach einer Erklärung dafür, diskutierte die Besatzung das Phänomen von Phantomkraftstoffmengen.

Der Kapitän betonte, dass alle Entscheidungen gemeinsam mit dem Copiloten anhand des "FORDEC-Prinzipes" (Facts, Options, Risks, Decision, Execution and Check) erfolgten, was auch dem Standardverfahren zur Entscheidungsfindung im Unternehmen entspricht. Die zu erwartende Restkraftstoffmenge erschien dem Kapitän konstant und es kam erst während des Sinkfluges zu einer deutlichen Verringerung.

Um 10:34 Uhr sank die zu erwartende Restkraftstoffmenge für den Zielflugplatz Wien unter 1,9 t. Dieser Wert war vom Copiloten für ein allfälliges Warteverfahren von 30 min festgelegt worden. Die Unternehmensvorschriften erfordern in einem derartigen Fall eine Ausweichlandung auf dem nächstgeeigneten Flugplatz. Das Luftfahrzeug befand sich zu diesem Zeitpunkt an einem Ort, von dem aus ZAG in 10 Minuten erreichbar gewesen wäre. Es fanden sich keine Hinweise auf unmittelbare Reaktionen der Besatzung auf diese Situation.

Um 10:43 Uhr wurde Funkkontakt mit der Flugsicherung Zagreb hergestellt und ein Direktflug nach SNU VOR aus betrieblichen Gründen verlangt. Gleichzeitig wurde die Ausweichlandung in Wien bestätigt. Während der folgenden Kommunikation verlangte die Besatzung wiederholt Direktflüge, letztlich sogar einen Direktanflug auf das äußere Markierungsfunkfeuer der Piste 34 in Wien durch die benachbarte FIR-Budapest. Ein Direktanflug zur Piste wurde über ein zweites Funkgerät bei der Flugsicherung Wien verlangt. Trotz des Umstandes, dass sich das Luftfahrzeug noch immer im Luftraum FIR-ZAG befand, wurde um 10:54 Uhr wegen der technischen Probleme dem Direktanflug und der Übergabe an VIE ACC zugestimmt, der Besatzung aber aufgetragen, bei ZAG ACC hörbereit zu bleiben.

Bei diesem Funkkontakt mit VIE ACC wurde auf technische Probleme hingewiesen, die Landung in VIE sollte in normaler Weise erfolgen können, sofern ein Direktanflug garantiert wäre.

Um 10:53 Uhr teilte die Besatzung des Fluges 3378 mit, dass sie, sofern sie keinen Direktanflug erhalten würden, nach GRZ ausweichen müssten. Dies veranlasste VIE ACC über die Art des technischen Problems rückzufragen, das den Flug derart betraf. Die Besatzung führte daraufhin das



Fahrwerksproblem an, das einen erhöhten Treibstoffverbrauch verursachte, eine normale Landung zu erwarten sei und daher derzeit keine Notlage zu erklären wäre. Es wurde daraufhin eine Freigabe zum Direktanflug auf einen Punkt im Anflugsektor erteilt.

Um 10:55 Uhr wurde der Flug von ZAG an VIE übergeben.

Der Pilot verlangte Priorität bei der Landung, andernfalls er eine Notlage erklären müsste. Auf eine Anordnung der Flugsicherung wurde der Sinkflug 144 NM vor der Schwelle aus FL 310 begonnen.

Der Copilot hatte eine Mindestkraftstoffmenge für Warteverfahren von 1,9 t kalkuliert. Als die Treibstoffanzeigen diesen Wert erreichten, wies er den Kapitän darauf hin, dass eine Notlage zu erklären wäre. Der Kapitän verschob dies auf einen späteren Zeitpunkt, was vom Copiloten ursprünglich auch akzeptiert wurde. Nach einiger Zeit wies er erneut auf die Notwendigkeit der Erklärung einer Notlage hin. Erneut wurde dies vom Kapitän aufgeschoben.

Um 11:01 Uhr kam die "LT-Fuel low level"-Warnung bei einer Restmenge von 1340 kg an, was durch die dabei automatisch abgesetzte ACARS-Meldung nachzuvollziehen ist. Das Flugzeug passierte zu diesem Zeitpunkt einen Punkt 42 NM nordöstlich von ZAG, 85 NM südöstlich von GRZ und war 131 NM vom Zielflugplatz VIE entfernt. In der Folge wurde die Freigabe zum Direktanflug auf das äußere Markierungsfunkfeuer erteilt.

Um 11:07 Uhr wurde aufgrund Kraftstoffmangels die Notlage erklärt, VIE würde allerdings erreicht werden.

Um 11:09 Uhr wurde die Sinkfreigabe auf FL 170 erteilt und auch bestätigt. Der Copilot regte eine Ausweichlandung in GRZ an, da dieses näher als VIE wäre, und wies darauf hin, dass die zweite Piste in VIE ohnedies nicht von Bedeutung wäre, da sie zur Landung gezwungen seien. Der Kapitän entgegnete, dass sie mit einer Restkraftstoffmenge von 800 kg und ihrer Position praktisch auf dem Endanflug zur Piste 34 in VIE besser den Flug wie geplant fortsetzen würden, als nach GRZ zurückzufliegen. Die Entfernung nach VIE betrug etwa 80 NM, die nach GRZ 50 NM, für den Anflug auf GRZ Piste 35 wäre das Luftfahrzeug jedoch noch entsprechend zu positionieren gewesen. Der Copilot pflichtete dieser Ansicht bei und fügte noch an, dass der derzeitige Rückenwind dann zu einem Gegenwind werden würde. Bei der Durchsicht des Kartenmaterials wurde festgestellt, dass der Besatzung außerdem das Anflugblatt GRZ aus der Kartensammlung fehlte.

Die Flugplatzlandeinformationen ATIS wurde abgehört und Funksprechverbindung mit der Anflugkontrolle hergestellt. Seitens der Anflugkontrolle wurde der Radarkontakt bestätigt und ein Direktanflug angekündigt.

Um 11:12 Uhr drückte der Kapitän angesichts des zuvor günstigen Verlaufes seine Verwirrung über die nunmehrige Situation aus. Es wurde diskutiert, inwieweit Geschwindigkeit und Widerstand als Berechnungsgrundlagen im System Eingang finden. Der Copilot wies daraufhin, dass das FMS den Widerstand nicht berücksichtigen würde. Der Kapitän äußerte seine Zweifel an der Richtigkeit dieser Aussage und wies auf die Korrektheit der Treibstoffkalkulation bis ZAG hin. Als Lösung erwartete er einen kurzen Anflug. Der Copilot wiederholte seine Ansicht über die Arbeitsweise des FMS.

Der Kapitän wies den Copiloten an, Änderungen der Flugzeugkonfiguration vorerst aufzuschieben, und nach einem entsprechenden Anstoß durch den Copiloten kamen beide zur Ansicht, dass ein Fehlanflugverfahren nicht durchführbar sei und sie zur Landung gezwungen wären.

Seitens der Flugsicherung wurde rückgefragt, welche Unterstützung nach der Landung erforderlich sein würde. Der Kapitän wies den Copiloten nur auf die Notwendigkeit eines Direktanfluges hin, was von diesem mit dem Hinweis auf den Treibstoffmangel auch so an die Anflugkontrollstelle weitergegeben wurde. Der Empfang des korrekten Instrumentenlandesystems der Piste 34 wurde vom Copiloten verifiziert.

Der Kapitän drückte seine Zuversicht, kurz darauf jedoch seine Zweifel am Ausgang des Fluges aus. Er wies erneut daraufhin, dass er die Betätigung der Vorflügel aufschieben wolle.

Um 11:19 ließ sich der Kapitän von der Kabinenbesatzung bestätigen, dass das Bordservice beendet worden war und wies sie an, auf den entsprechenden Stationen Platz zu nehmen und Sicherheitsgurte anzulegen. Die Cockpittüre wurde bewusst offen gelassen und die Kabinenbesatzung erneut angewiesen, Platz zu nehmen.

Um 11:21 Uhr fragte der Kapitän den Copiloten nach weiteren Verfahren bezüglich Treibstoffmanagements. Der Copilot wies darauf hin, dass es keine weiteren Verfahren über die am ECAM angezeigten hinaus gäbe. Der Kapitän verlangte einen kontinuierlichen Sinkflug, der von der Flugsicherung nur mit dem Hinweis genehmigt wurde, dass der kontrollierte Luftraum damit verlassen werden würde.

Um 11:23 Uhr schätzten beide Besatzungsmitglieder die Situation als nicht vorteilhaft ein. Der Kapitän wiederholte, dass sie im Falle eines Triebwerksausfalles den Flug ohne Klappen fortsetzen würden. Der Copilot wies auf die Pistenlänge von 3.600 m hin. Als der Kapitän die Anzeige des Gleitweges am Instrumentenlandesystem meldete, wies der Copilot auf die Möglichkeit einer Nebenkeulenausstrahlung hin. Mit Hilfe einer Überschlagsrechnung bestätigte der Kapitän die Richtigkeit der Anzeige.

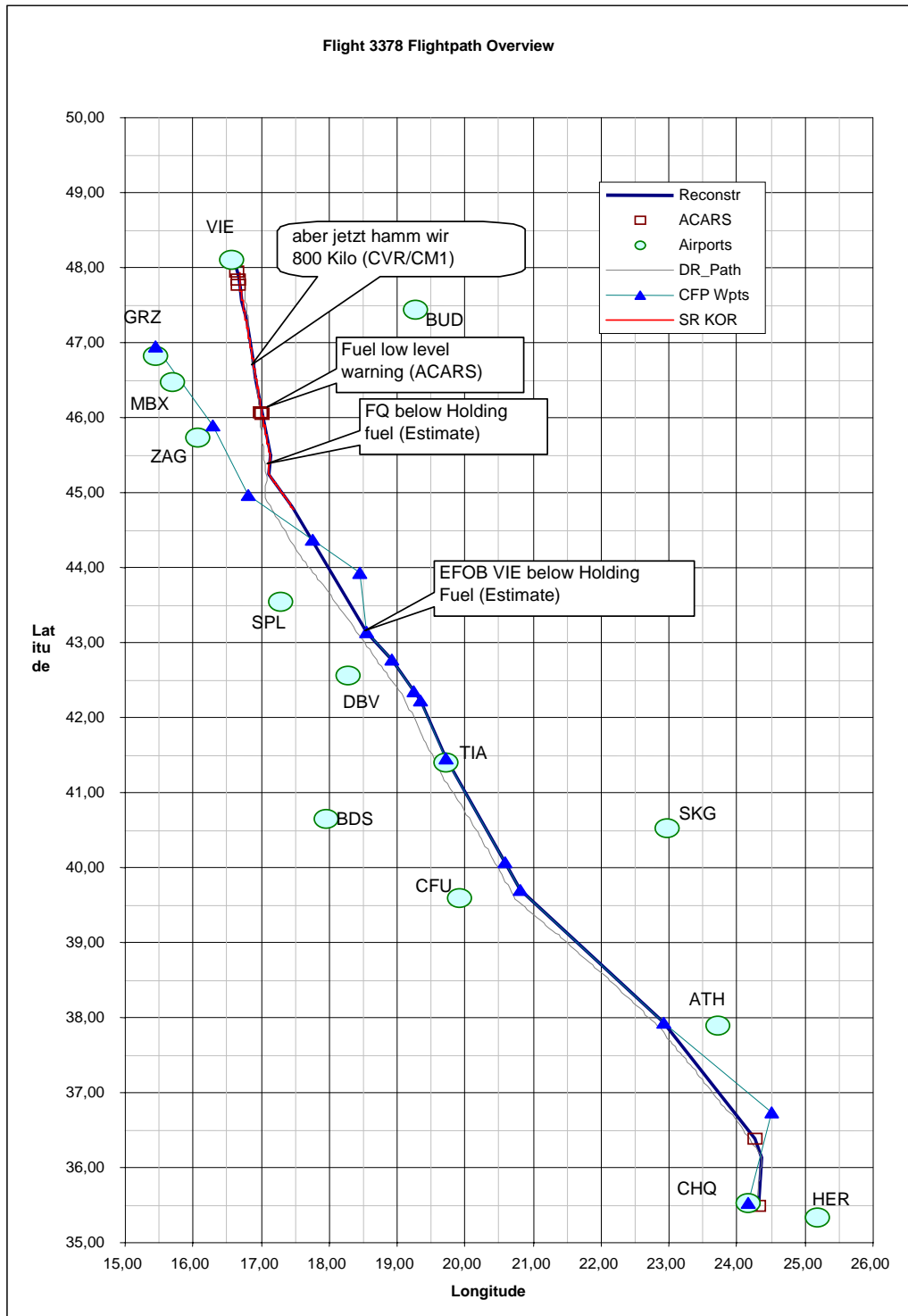
Der Luftdruckwert QNH wurde verglichen und der Kapitän verlangte nach der Checkliste für den Anflug, die in Folge vom Copiloten laut vorgelesen wurde. Der Kapitän wiederholte die Beibehaltung der klappenlosen Konfiguration und rechnete Gleitwinkelanzeigen.

Die Piloten hatten Sichtverbindung zum Flughafen VIE und meldeten dies an die Flugsicherung. In der Folge erhielten sie die Freigabe für einen Sichtanflug. Der Kapitän informierte den Copiloten, dass er beabsichtige, über dem Gleitwinkel zu bleiben. Als um 11:26 Uhr die Warnung über den Druckabfall an der rechten äußeren Treibstoffpumpe ankam, fragte der Copilot nach, ob er diese Pumpe abschalten sollte, was der Kapitän jedoch ablehnte.

Eine Folge von "MASTERWARNINGS" und "CAUTIONS" wurden durch den Ausfall des Triebwerks Nr. 1, gefolgt vom Ausfall des Triebwerks Nr. 2 ausgelöst, ehe auch die Warnung über das Abschalten des Autopiloten ankam. Der Copilot informierte die Flugsicherung über den beidseitigen Triebwerksausfall und setzte einen Mayday-Ruf ab. Der Kapitän orderte die "RAT" (ram air turbine) und übergab kurzfristig die Steuerung an den Copiloten. Über das bordseitige Durchsagesystem forderte er die Passagiere drei Mal auf, sich auf die Notlandung vorzubereiten. Seitens der Flugsicherung wurde dem Flugzeug die Distanz bis zum Flugplatz mit 12 NM bekanntgegeben. Vom Kabinenpersonal wurde unverzüglich die Durchsage über die Notlage in deutscher Sprache wiederholt.

Versuche des Copiloten, die Triebwerke wieder anzulassen, waren kurzfristig erfolgreich, um 11:29:30 Uhr versagte das linke Triebwerk, das rechte folgte ca. 30 Sekunden später. Die knappe Zeit ließ die Verarbeitung von Checklisten nicht mehr zu, sodass das Schalten des "Land Recovery"-Schalters unterblieb, was dazu führte, dass die Steuerung auf die innen angeordneten Querruder beschränkt und die Manövrierbarkeit im unteren Geschwindigkeitsbereich eingeschränkt war (keine Spoiler, Klappen oder Vorflügel). Die Spannungsversorgung erfolgte über die Batterie und den Notgenerator, erlaubte keinen Betrieb der Bildschirme (CRT). Hydraulikunterstützung wurde durch die im Luftstrom drehenden Triebwerke und die ausgefahrene RAT gewährleistet. Im kurzen Endanflug informierte der Copilot den Kapitän über die Anflugbefehle auf dem leicht ansteigenden Gelände. Das Luftfahrzeug berührte den Boden erstmals mit dem linken Tragflächenende etwa 660 m vor der Befestigung der Piste 34, ca. 10 m rechts der Mittellinie. In der Folge setzte das linke Fahrwerk auf, welches nach 22 m versagte, woraufhin sich das Luftfahrzeug auf dem linken Triebwerk und dem rechten Hauptfahrwerk weiterbewegte und das Bugfahrwerk nur von Zeit zu Zeit aufsetzte. Das Luftfahrzeug schlitterte in dieser Lage durch die Anflugbefehle und die Antennen des Landekursenders der Piste 16 bis zur Endlage nahe dem südlichsten Rollweg zur Piste 34.

Alle Insassen konnten über die bordseitigen Notausstiege das Luftfahrzeug verlassen und wurden von den in Bereitschaft befindlichen Rettungskräften in Empfang genommen. Bei 26 Passagieren kam es zu leichten Verletzungen, der am Luftfahrzeug entstandene Schaden überschritt den Zeitwert (wirtschaftlicher Totalschaden).



## 1.2 Personenschäden

<b>Verletzungen</b>	<b>Besatzung</b>	<b>Passagiere</b>	<b>Andere</b>
Tödliche	-	-	-
Schwere	-	-	-
Leichte	-	26	-
Keine	8	117	-

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Totalschaden.

## 1.4 Andere Schäden

Es wurden Teile der Anflugbefeuerung der Piste 34, ein Großteil der Antenne des Landekursenders Piste 16 sowie Teile der Pisten- und Rollwegbefeuerung zerstört.

## 1.5 Besatzung

### 1.5.1 Kapitän

- Alter / Geschlecht: männlich, 56 Jahre
- Art des Zivilluftfahrerscheines: Linienpilotenschein seit 1970
- Berechtigungen
  - Muster-/Typenberechtigung: A310
  - Instrumentenflugberechtigung: ja
  - Lehrberechtigung: keine
  - Sonstige Berechtigungen: keine
- Gültigkeit: am Unfalltag gültig
- Überprüfungen (Checks)
  - Medical check: 6. April 2000
  - Line-Check: 10. Oktober 1999
  - Recurrent training: 4. März 2000
  - Proficiency-Check: 11. April 2000
- Flugerfahrung
  - Gesamt: ca. 23.400
  - davon in den letzten 90 Tagen: 230 h
  - davon in den letzten 30 Tagen: 86 h
  - davon in den letzten 24 Stunden: 6 h

- Flugdienst am Unfalltag
 

Flugzeit:	6 h
Beanspruchungszeit:	8:30 h
Ruhezeit (vor dem Unfallflug):	mind. 7 h
Sonstige Ausbildung:	CRM-Training, 3 Tage Grundkurs

#### 1.5.1.1 Karriere:

Er ist seit mindestens 12 Jahren Senior Kapitän und ein hoch motivierter Mitarbeiter der Fluggesellschaft. Er verfügt über ausgezeichnete Basis-Flugfähigkeiten und eine unfall- und störungsfreie Laufbahn. Obgleich er emotionaler als andere Kollegen ist, sind von ihm keine riskanten Verhaltensweisen im Flugbetrieb bekannt. Seine Entscheidungen basieren auf soliden Überlegungen. Die Bewertungen seiner Leistungen liegen in der Bandbreite von zufriedenstellend bis gut.

#### 1.5.1.2 Training und Qualifikation

Der Kommandant erwarb seine Typenberechtigung für den A310 bei Airbus Industries in Toulouse, Frankreich. Für die Untersuchung wurden alle Aufzeichnungen der Routetrainings und seiner Proficiency checks auf dem Flugzeugtyp A310 ausgewertet.

#### 1.5.1.3 Fliegerische Fähigkeiten, Verfahren

Der Kommandant hatte alle Prüfungen in der Vergangenheit bestanden. Hervorragende Bewertung beziehen sich auf seine fliegerische Geschicklichkeit (z.B. NDB Anflug). Der Streckenprüfflugbericht (line check) vom 11. November 1997 fasst zusammen: "Cpt. x. performed very well. He has a very good understanding of NAT-region procedures ...". Im Endbericht des Proficiency Checks am 1.4.1997 lautet es: "Good A/C handling. Analysing difficulties (e.g. eng start) more deeply helps solving problems!" Eine Notiz in den Aufzeichnungen zum Proficiency Check am 25. September 1999 besagt "... No problems at all with flying skills." Die Abschlussbewertung seines letzten Proficiency Checks besagt: "Well on standard."

#### 1.5.1.4 Übung mit abnormaler Fahrwerk - EIN-Anzeige

Aus den Aufzeichnungen des Flugtrainings geht hervor, dass Übungen mit einer abnormalen Fahrwerk EIN-Anzeige am 4. April 1994, 10. September 1995, 28. September 1997, 21. April 1998 und während des letzten Proficiency Checks am 11. April 2000 stattgefunden hatten.

#### 1.5.1.5 Flight Mangement System (FMS) und Treibstoffkalkulationsübungen

In den verfügbaren Aufzeichnungen gibt es keine Anhaltspunkte über das Training abnormaler Flugsituationen mit Auswirkungen auf das FMS hinsichtlich der Treibstoffanzeige oder der Treibstoffberechnungen gleichartig zum Flugunfall.

#### 1.5.1.6 Übung der Passagierevakuierung

Mehrere Proficiency Checks inkludierten Übungen zur Passagierevakuierung. Eine Notiz zum Proficiency Check am 9. September 1994 vermerkt: "Call cabin twice. Evac. Call ok", eine weitere vom 28. September 1997 vermerkt: "Call 'Evacuation procedure to trigger ... ."

#### 1.5.1.7 Training in Decision making, Crew Resource Management (CRM), Crew Coordination Concept (CCC)

Der Kommandant nahm einmal am dreitägigen CRM Basis-Kurs teil. (Betreffend der Inhalte des CRM siehe Kapitel 1.17.2).

Eine Notiz zum Proficiency Check am 4. April 1994 besagt: " ... Very quick and efficient decision making and operation. Sometimes give F/O some more time."

Die abschließende Zusammenfassung des Proficiency Checks am 11. November 1997 vermerkt: "... Use full CRM. First evaluate situation then make your decision."

Die Abschlussbemerkung zum Proficiency Check am 19. April 1997 fasst zusammen: " ... good solid pro check. Always master of the situation with plenty of pax/purs/comp calls performed. Attention: Evacuation and abnormal information into cabin always slowly and pronouncedly".

Eine Anmerkung über den Route Check am 11. November 1997 besagt: " ... Cpt. X. employed practical thinking and practised good team building and CRM techniques. A natural friendliness and a professional attitude towards his work make him a very good team-leader."

### 1.5.2 Copilot

- Alter / Geschlecht: männlich, 25 Jahre
- Art des Zivilluftfahrerscheines: Linienpilotenschein seit 1996
- Berechtigungen
  - Muster-/Typenberechtigung: A310 / seit 20. November 1999
  - Instrumentenflugberechtigung: ja
  - Lehrberechtigung: keine
  - Sonstige Berechtigungen: keine
- Gültigkeit: am Unfalltag gültig
- Überprüfungen (Checks)
  - Medical check: 2. August 1999
  - Line-Check: 21. November 1999
  - Recurrent training: 4. Juli 2000
  - Proficiency-Check: 28. Februar 2000
- Flugerfahrung
  - Gesamt: ca. 2.850 h
  - davon in den letzten 90 Tagen: 214 h
  - davon in den letzten 30 Tagen: 54 h
  - davon in den letzten 24 Stunden: 6 h
- Flugdienst am Unfalltag
  - Flugzeit: 6 h
  - Beanspruchungszeit: 8:30 h
  - Ruhezeit (vor dem Unfallflug): mind. 5:45 h
- Sonstige Ausbildung: CRM-Training, 3 Tage Grundkurs

#### 1.5.2.1 Training und Qualifikation

Der Copilot erwarb die Typenberechtigung beim Luftfahrtunternehmen. Er verfügt über zahlreiche hervorragende Leistungsbeurteilungen und unterschritt niemals den Standard des Luftfahrtunternehmens in den ausgewerteten Kategorien Fliegen, System- und Verfahrenkenntnisse.

#### 1.5.2.2. Übung mit einer abnormalen Fahrwerk EIN-Anzeige

Nach den Aufzeichnungen führte er diese Übung dreimal durch, zuletzt am 22. Oktober 1999.

### 1.5.2.3 Flight Management System (FMS) und Treibstoffkalkulationsübungen

Nur am 5. Oktober 1999 war eine Flight Management System Aufgabe in einer abnormalen Situation Übungsbestandteil, jedoch fanden sich keine Anhaltspunkte für Übungen mit FMS Treibstoffkalkulationen gleichartig zum Flugunfall.

### 1.5.2.4 Übung der Passagierevakuierung

Einige Übungen hatten eine Landung mit kollabiertem Bugfahrwerk zum Inhalt, jedoch wurde eine Passagierevakuierung nicht explizit vermerkt.

### 1.5.2.5 Training in Decision making, Crew Resource Management (CRM), Crew Coordination Concept (CCC)

Der Copilot nahm einmal am dreitägigen Grundkurs teil. Im Bereich CRM und CCC wurden seine Fähigkeiten häufig als hoch bzw. hervorragend bewertet. Sein letzter Proficiency Check fasst zusammen: „F/O ... delivered a very good profcheck, demonstrated good managing skills and analytic capability“.

## 1.6 Luftfahrzeug

Verkehrsluftfahrzeug Type A310-304

- Hersteller: Airbus Industries, Blagnac/France
- Werknummer/Baujahr: 528/1989
- Gesamtbetriebsstunden: 41307,18
- Landungen (Cycles): 13789

Triebwerke 2 Turbinentriebwerke

- Type: Turbofan CF6-80C2A2
- Hersteller: General Electric

- Triebwerk 1:
- Werknummer / Baujahr: 695.155 / 1987
- Gesamtbetriebsstunden: 36105 h
- Zyklen: 12922

- Triebwerk 2:
- Werknummer / Baujahr: 695.111 / 1986
- Gesamtbetriebsstunden: 34043 h
- Zyklen: 12193

- Luftfahrzeugdokumente, No. 15637, ausgestellt vom Luftfahrtbundesamt der Bundesrepublik Deutschland:
  - Registration Certificate vom 11. Jänner 1990
  - Airworthiness Certificate vom 11. Jänner 1990
  - Inspection Certificate Nr. 1 vom 11. Jänner 2000
  - Category: Transport of passengers TP1
  - Declaration of Competency vom 17. April 1999
  - Noise Certificate vom 18. Februar 1998



Traffic control equipment satisfies the requirements for IFR flights

- Dokumente, ausgestellt vom Bundesamt für Post und Telekommunikation:
  - Genehmigung für die Installation und den Betrieb einer Luftfahrzeugfunkstelle, ausgestellt am 7. Jänner 1993
- Versicherungsbestätigung über eine Dritthaftpflichtversicherung:
  - Allianz Versicherungs-Aktiengesellschaft, Pol.No. GLU 0003848, ausgestellt 19. März 1999, gültig bis 1. April 2002.

## 1.7 Flugwetter

### 1.7.1 Aktuelle Wetterbedingungen

- Ort: Wien
- Zeitpunkt: 11:20 Uhr
- Wind: 300°/13 kt, variabel zwischen 270 und 340°
- Sicht: mehr als 10 km
- Wolken: few 2400 ft  
scattered 6000 ft  
broken 13000 ft
- Temperatur / Taupunkt: 16°/10°
- Luftdruck: QNH 1010 hPa

### 1.7.2 Natürliche Lichtverhältnisse Tageslicht.

## 1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

## 1.9 Flugfernmeldedienste

Nicht betroffen.

## 1.10 Flugplatz

Der Flughafen Wien Schwechat verfügt über die Pisten 11/29 und 16/34. Alle Pisten sind mit Instrumentenanfluganlagen ILS ausgestattet. Der Flugplatzbezugspunkt liegt in 183 m (600 ft) MSL.

## 1.11 Flugschreiber

Der eingebaute Flugdatenschreiber wurde von der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung ausgelesen und die Daten zur Verfügung gestellt. Die Aufzeichnung endet beim endgültigen Ausfall der Triebwerke infolge Wegfalls der Spannungsversorgung.

Der Rekorder zur Aufzeichnung der Cockpitgespräche zeichnete bis zum Trennen der Spannungsversorgung vom Bordnetz nach der Notlandung etwa 31 min auf. Die Auswertung der Gespräche fand ihren Niederschlag in der Rekonstruktion des Flugverlaufes.

## 1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

### 1.12.1 Unfallort

Der Unfall ereignete sich auf dem Gelände des Flughafens Wien Schwechat. Das erste Aufsetzen erfolgte etwa 660 m vor der Befestigung der Piste 34 mit dem linken Wingtip etwa 10 m östlich (rechts) der Masten der Anflugbefeuerung. Das Luftfahrzeug kam unmittelbar nördlich vom Rollweg „P“ zum Stillstand. Die Rumpflängsachse wies ca. in Richtung 250 Grad.

### 1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Entsprechend dem Versagenshergang fanden sich entlang dem zurückgelegten Weg Teile des linken Wingtips, des linken Hauptfahrwerks und der linken Triebwerksverkleidung. An der linken Rumpfseite waren hinter der Tragfläche Schäden an der Rumpfbeplankung vorhanden, die bis in den Passagierraum führten.

### 1.12.3 Konfiguration

Die Konfiguration wurde während des Anfluges nicht geändert. Das Luftfahrzeug setzte mit ausgefahrenem Fahrwerk auf. Auftriebserhöhende Einrichtungen wurden nicht eingesetzt.

### 1.12.4 Zustand des Cockpits

Unmittelbar nach dem Vorfall wurden im Cockpit folgende Beobachtungen gemacht:

Beide Fuel Isolation Valves in Position „On“

Battery Switches in Position „On“

Land Recovery Switch in Position „Off“

Engine Schubhebel #1 ca. auf 33°, Engine #2 auf Leerlauf

Speedbrake lever auf fully extended

Flaps lever auf fully retracted

Stabilizer auf 2.9° Nose Up

Parking Brake off

Engine & APU Fire Handles „pulled“

### 1.12.5 Resttreibstoff

Die etwa nach einer Woche aus den Tanks abgelassene Restkraftstoffmenge von ca. 160 Liter entsprach der zu erwartenden nichtausfliegbaren Menge und stimmte gut mit der am Tag nach dem Vorfall beobachteten Tankanzeige von insgesamt 70kg überein.

### 1.12.6 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Das rechte Hauptfahrwerk konnte trotz wiederholter Versuche nicht eingefahren werden, weshalb der weitere Flug mit ausgefahrenem Fahrwerk durchgeführt wurde. Die Ergebnisse der Untersuchung sind dem Abschnitt 1.16 zu entnehmen.

## 1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keine Hinweise auf eine physische oder psychische Beeinträchtigung der Piloten vor.

### 1.14 Brand

Es brach kein Brand aus.

## 1.15 Überlebensaspekte

### 1.15.1 Evakuierung

Der Kapitän ordnete über das bordseitige Durchsagesystem die Evakuierung des Luftfahrzeuges an, die in der Folge ohne Verzögerung durch die Kabinenbesatzung durchgeführt wurde. Seitens der Cockpitbesatzung wurden die Maßnahmen zur Räumung der Station nur zögerlich und unvollständig durchgeführt. So blieben die Treibstoffventile offen und die Batterie an, während der Kapitän über Mobiltelefon die Firmenleitung informierte und die Evakuierung weitestgehend der Kabinenbesatzung und dem Copiloten überließ.

Die Art der Beschädigungen führte zu einer Lage des Flugzeuges auf dem linken Triebwerk, dem rechten Hauptfahrwerk und dem Rumpfende.

Die linke vordere Tür konnte gegen die Schwerkraft nicht ausreichend geöffnet werden.

Die vordere rechte Tür war offen, die Notrutsche aktiviert und wurde auch benutzt. Problematisch war, dass die Rutsche sehr steil nach unten hing und daher nicht gefahrlos benutzbar war. Zeitweise wurde sie auch von dem von vorne kommenden, 13 bis 18 kt starken Wind angehoben.

Der linke mittlere Ausstieg war unbenutzbar, da durch den Wind die Rutsche nach hinten gedrückt und an den Beschädigungen der Tragfläche aufgerissen wurde.

Der rechte mittlere Ausstieg war unbenutzbar, da der Wind die Rutsche nach hinten gedrückt hatte.

Beide hinteren Ausstiege waren einwandfrei benutzbar.

### 1.15.2 Verletzungsursachen

Die Verletzungen traten bei der Evakuierung auf. Durch den Unfall wurde niemand verletzt, da die Sitze im Bereich der Schäden an der Außenhaut nicht besetzt waren.

## 1.16 Weiterführende Untersuchungen

Im Zuge der technischen Untersuchung des rechten Hauptfahrwerks bei Messier-Bugatti Aerospace in Molsheim, die unter Aufsicht des Untersuchungsorgans Ing. Martin Veit erfolgte, sollte die Ursache für das Nichteinfahren des Hauptfahrwerks geklärt werden:

Auf Kommando des PF "Gear up" bewegte der PNF den Fahrwerkshebel in Stellung EINFAHREN. Nach dem Einfahren des Fahrwerks zeigte die L/G INDICATION UNIT

- "RH LG door" AMBER (= door not unlocked)
- "RH LG unlocked" RED (= gear not locked in selected position)

Nach dem Ausfahren des Fahrwerks zeigte die L/G INDICATION UNIT

- "LH LG" GREEN (= gear down and locked)
- "NLG" GREEN (= gear down and locked)
- "RH LG" GREEN (= gear down and locked)

Die L/G INDICATION UNIT umfasst zwei unabhängig arbeitende GEAR/DOOR POSITION INDICATORS:

- Overhead Panel indicator (NORM ELEC PWR, SYS 2 microswitches and proximity detectors)
- Center Instrument Panel Indicator (EMER ELEC PWR, SYS 1 microswitches and proximity detectors)

Das Fahrwerk wurde je zweimal auf beiden Systemen (SYS 1 und SYS 2) ein- und ausgefahren. Overhead Panel indicator und Center Instrument Panel Indicator lieferten auf beiden Systemen die gleiche Anzeige.

Laut DFDR-Aufzeichnung verriegelte beim dreimaligen Ausfahren des Fahrwerks das RH LG 2-4 Sekunden früher als das LH LG:

- 1. Versuch: 48 s für Ein- u. Ausfahren; RH LG ausgefahren und verriegelt 4 s vor LH LG
- 2. Versuch: 44 s für Ein- u. Ausfahren; RH LG ausgefahren und verriegelt 4 s vor LH LG
- 3. Versuch: 120 s für Ein- u. Ausfahren; RH LG ausgefahren und verriegelt 2 s vor LH LG

Eine Sequenz (Ein- und Ausfahren) dauert ca. 28 s.

Die Systematik des Fahrwerks wurde untersucht und es galt die folgenden möglichen Ursachen auszuschließen:

- Fehlanzeige infolge Fehlfunktion des Mikroschalters "Fahrwerk eingefahren und verriegelt"
- Der Einfahrvorgang wird unterbrochen, da die 2 Bogie Beams nicht korrekt ausgerichtet sind (Relay)
- Verunreinigungen im Hydrauliksystem
- Fehlfunktion oder Blockieren des RETRACTION ACTUATORS
- Fehlfunktion des SEQUENCE VALVES
- Fehlfunktion des VENT VALVES
- Fehlfunktion der L/G UPLOCK ASSEMBLY

Mit dem Hersteller wurde eine Auswahl der zu untersuchenden Komponenten und Vorgangsweisen festgelegt:

- PDU Bite Check
- Sequence Valve
- Vent Valve
- L/G uplock assy
- Retraction Actuator

Für die Hydrauliktests wurden vor und nach den Testkomponenten Eingangs- bzw. Ausgangsfilter verwendet, um allfällige Fremdteile fernzuhalten bzw. aufzufangen.

Der Bite Check ergab ausschließlich versagensbedingte Fehlfunktionen am linken Fahrwerk.

Am Sequence Valve lagen die Betätigungskräfte unter den höchst zulässigen Werten, die Durchflussmenge und die Druckabfälle waren innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen. Es ergaben sich keine Hinweise auf vorhandene Fremdteile.

Das Vent Valve wurde besonders auf interne Leckagen untersucht, blieb aber ohne Befund.

Am L/G Uplock Assy ergaben sich keine Anomalien, der Funktionstest ergab einwandfreie Funktion und Verriegelungskräfte innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

RH MLG Retraction Actuator P/N D22147300-2 (S/N unknown)

Der eingelangte Betätigungszylinder wies keine Seriennummer auf. Gemäss Aufzeichnungen des Halters war das Luftfahrzeug mit dem Einfahrzylinder S/N DRG 176 ausgerüstet, der im November 1998 eingebaut worden war.

Die letzte Wartung wurde in Hamburg durchgeführt und folgende Beanstandungen angeführt:

- Rod end bearings loose
- Gland P/N D55884 corroded
- Piston P/N D52953 worn
- Rod-piston P/N GA61788 chrome damaged
- Cylinder P/N GA61775 corroded

Subsequent maintenance action was:

- Rod end bearings replaced
- Repaired

In der Folge wurden die Lager der Anlenkköpfe (rod end bearings) erneuert und die Einheit repariert. Von der Reparatur bis zum Unfall hat der Zylinder etwa 6000 h und 2000 Landungen erfahren.

Nach einer Sichtkontrolle wurde die Länge der Einheit im ein- und ausgefahrenem Zustand gemessen und mit den Sollwerten verglichen.

Dimension Lx (mm):

	Nominal		Messwert
L1 ( <i>Kolbenstange ausgefahren</i> )	1495.1	to	1508.0
	1499.7		
L2 ( <i>Kolbenstange eingefahren</i> )	1078.8	to	1109.3
	1084.6		

Bei der Betätigung ergaben sich keine Hinweise auf interne Lecks, Druckabfall oder auf eine abnorme Aus- und Einfahrbewegung. Der Test für die Ausfahrzeit wurde erfüllt, bei der Einfahrzeit wurde die zulässige Zeit geringfügig überschritten. Aufgrund der Überlänge wurde der Zylinder zerlegt.

Die Zerlegung ergab, dass der Sicherungsring Teil 2-40/Part Nr. D52934 durch die Mutter Teil 2-30/Part Nr. 52954 korrekt gehalten wurde und die Mutter auch mit dem korrekten Drehmoment angezogen war. Der Sicherungsring Teil 2-60/Part Nr. D53147 war zur Mutter zwar gegen Verdrehung gesichert, befand sich aber nicht im Eingriff zur Kolbenstange. An der Kolbenstange

waren Spuren in Drehrichtung erkennbar, wie sie beim Verdrehen des Sicherungsbleches entstehen. Im Laufe der Zeit hat die nicht ordnungsgemäße Sicherung dazu geführt, dass sich die Mutter gegen die Kolbenstange verdrehen konnte, was zu der festgestellten Verlängerung der Arbeitslänge der Kolbenstange geführt hat.

Zu Prüfzwecken wurde die Verschraubung korrekt vorgenommen und die Einbaulänge erneut vermessen, sie entsprach den Vorgaben der oa. Tabelle.



## 1.17 Organisation und Verfahren

### 1.17.1 Dokumentation

Die Organisation und die Verfahren des Unternehmens sind u.a. in den folgenden Handbüchern festgelegt:

- Flight operations, operations manual (OM), part A
- Flight operations, operations manual (OM), part B
- Flight operations, operations manual, part OPS
- Flight operations, quality manual, part II

Der Inhalt dieser Dokumente wurde hinsichtlich folgender Themen auf seine Unfallrelevanz untersucht:

- Genehmigungserfordernisse
- Organisation
- Zielvorgaben
- Verantwortlichkeiten
- Arbeitsweisen
- Normal- und Notverfahren und
- Verständlichkeit aller Unterlagen.

Zulassungserfordernis:

Sämtliche individuellen Handbücher des Unternehmens benötigten die Genehmigung durch das Luftfahrtbundesamt als Deutsche Luftfahrtbehörde.

#### 1.17.1.1 Flugbetrieb, Betriebshandbuch (OM), Teil A

Befehlsgewalt, Aufgaben und Zuständigkeiten der Besatzungsmitglieder: Kapitel 01.04.00 legt Befehlsgewalt, Aufgaben und Zuständigkeiten der Besatzungsmitglieder, Kapitän und Copilot fest.

##### 1.17.1.1.1 Flight deck management

Kapitel 13.01.00 beinhaltet detaillierte und umfassende Informationen zum Themenkomplex. Es unterstreicht die Notwendigkeit der Anwendung von standardisierten Verfahren (Standard Operating Procedures SOP, Crew Coordination Concept CCC, briefings and Crew Resource Management CRM) und gibt detaillierte Hilfestellungen. Die folgenden Auszüge erschienen wichtig für die Untersuchung, für weitere Zusammenhänge wäre das gesamte Handbuch heranzuziehen.

#### 1. General

... As there is no such thing as a standard flight, it is not practicable to cover every aspect and all possible circumstances of a safe and efficient operation by detailed procedures. In abnormal and emergency situations involving airplane systems, the prime consideration is to follow the appropriate checklist but in other circumstances there may be room for discussions. Effective crew performance is only achieved through good communication, teamwork and task management. ... the PIC should encourage full participation by all crew members and keep them informed of his intentions. ... All pilots must be alert of the possibility of the others making errors in calculations and all figures must therefore be cross checked.



## 2. Crew coordination concept

...The division of workload between PF and PNF is defined in respective OM, part B.

## 3. Crew briefing procedures

General

Crew briefings are required to keep the other crewmember(s) informed about the intentions of the person conducting the briefing. ...

## 6. Crew resource management

Situational awareness

Situation awareness refers to one's ability to accurately perceive what is going on inside and outside the airplane. It further extends to planning of several solutions to any situation which could occur in the immediate future. Maintaining a state of awareness of one's situation is a complex process, greatly motivated by the understanding that one's perception of reality sometimes differs from reality itself. This awareness promotes on-going questioning, cross-checking, and refinement of one's perception. Constant, conscious monitoring of the situation is required. Note that the situation referred to here includes the human environment. The evaluation of oneself and others for partial or total incapacitation is vital but often overlooked.

Symptoms of awareness deficiencies are:

- Ambiguity;
- Unresolved discrepancies;
- Distraction or pre-occupation;
- Confusing or empty feeling;
- No one flying the airplane;
- Deviation from SOP's;
- Violating limitations or minima;
- Incomplete communication.

Decision, execution, check

...Decisions are determined by:

- time pressure;
- situations are highly dynamic;
- environmental distractions;
- emotional pressure;
- events are not entirely predictable.

Authority and assertiveness

... Similarly, every other crew member is responsible for actively contributing to the team effort, for monitoring changes in the situation, and for being assertive when necessary. Assertiveness is a skill frequently ignored but vital to a healthy cockpit."

## 1.17.1.1.2 Grundsätze der Kraftstoffmengenberechnung

Kapitel 08.01.07 regelt die Berechnung der mitzuführenden Kraftstoffmengen. Die Definition der Kraftstoffmenge für ein Warteverfahren erscheint von Bedeutung.

“Holding fuel (Final reserve fuel)

The amount of fuel required to fly for 30 minutes at holding speed at 1500 ft above airdrome elevation in standard conditions with estimated mass of arrival at the alternate or the destination, if no alternate required (see OM, part, 08.01.02).”

#### 1.17.1.1.3 Umplanung während des Fluges

Kapitel 08.03.02, Navigationsverfahren, definiert das Verfahren bei erforderlicher Umplanung während des Fluges.

“Inflight replanning

An inflight replanning becomes necessary when a flight has to proceed along a route or to a destination other than originally designated in the ATC flight plan. The aerodrome to which such a flight is replanned is the new destination aerodrome.

New destination aerodrome

If a new destination aerodrome is required it should be selected on the basis of the remaining fuel range of the airplane, airdrome facilities and weather conditions, and passenger handling capabilities. However, if the inflight replanning is the result of an airplane malfunction or an incident, safety factors may limit these considerations (see 05-Procedure in the event of system degradation).

5. Procedure in the event of system degradation

In case of system failure or degradation occurring in flight, refer to the procedures given in respective OM, part B”

#### 1.17.1.1.4 Grundsätze und Verfahren bez. Überwachung des Kraftstoffvorrates

Kapitel 08.03.07 beinhaltet die Vorschriften.

“The fuel on board must be periodically checked in flight (typically every hour) to allow the crew to determine if the required minimum fuel is available to continue the flight or to decide if a diversion is necessary due to a fuel consumption higher than anticipated or to a fuel leak.

In-flight fuel checks

In-flight fuel monitoring is made using the operational flight plan.

The remaining fuel must be recorded and evaluated to

Check that this fuel is sufficient to complete the flight;

Compare actual consumption with planned consumption;

Determine the expected fuel remaining on arrival at the destination.

In-flight fuel management

In-flight fuel management is out of scope of the fuel policy.

Whenever the flight crew foresees a shortage of fuel in-flight that might endanger the safe conduct of the remaining portion of the flight, flight plan changes should be initiated as soon as practicable to take the necessary precautions for a refuelling stop.

If, as a result of an in-flight fuel check, the expected fuel remaining on arrival at the destination is less than alternate fuel plus holding fuel, the PIC must take into account the traffic and operational conditions prevailing at the destination aerodrome, at the alternate airdrome and along the diversion route, when deciding to proceed to the destination aerodrome or to divert, so as to land with not less than holding fuel (see also OM, part A, section 09.03.02).

If the actual usable fuel on board is less than holding fuel, an emergency must be declared and a landing must be performed at the nearest suitable aerodrome.”

### 1.17.1.2 Flugbetriebshandbuch A310, AOM, Band II, Teil B

#### 1.17.1.2.1 Aufgabenverteilung

Kapitel 05-10-01 regelt die Aufgabenverteilung für Normal- und Notverfahren:

... PF –Pilot flying – Responsible for throttles, flight path and airspeed control, aircraft configuration, navigation, communication.

PNF –pilot non flying – Responsible for: ECAM or checklist reading, execution of required actions on CM1 request, actions on OVHD panel, engine fuel levers (with consent of PF). ...

Reading of A+E lists: As soon as the situation permits, PF requests to read the procedure from “ECAM-SUPPLEMENT” (if both ECAM CRT’s are lost from the “COMPLETE A+E LIST” by announcing: “A+E list ....“

#### 1.17.1.2.2 Aufbereitung der Checklisten

Das AOM (02-00-01/02) unterscheidet zwischen:

- ECAM supplement checklist (booklet)
- Complete checklist
- Normal checklist

Die “List of conditional procedures preferably to be performed by reference to the AOM” enthält keinen Hinweis darauf, dass ein spezielles Kapitel zu berücksichtigen wäre, wenn ein nicht korrekt eingefahrenes Fahrwerk angezeigt wird.

Kapitel 05-10-01 besagt auch folgendes:

“Additional abnormal and emergency procedures are expanded versions of the basic procedures to which additional background information and explanatory text is added to facilitate understanding of why and how specific actions are performed. A booklet containing supplementary actions to the ECAM procedures (“ECAM-SUPPLEMENT”) is presented in section 02-05. A booklet containing all abnormal and emergency procedures is also available as a backup (“COMPLETE A+E LIST”) and is presented in section 02-10.”

#### 1.17.1.2.3 Anzeige bei nicht korrekt eingefahrenem Fahrwerk

Das Verfahren für den Betrieb mit abnormer Anzeige bei eingefahrenem Fahrwerk wird im Luftfahrzeug am ECAM angezeigt und ist sowohl als eigene Kurzfassung (booklet) als auch im Flugbetriebshandbuch im Abschnitt „Abnormal and emergency checklist“, AOM (A310, Seite 42, Oct 87, II, 02-10-42, 01 OCT 87) enthalten. Das System zeigt der Besatzung nach den Erstmaßnahmen zumindest auf einer der Primäranzeigen (Primary flight displays PFD) die höchstzulässige  $V_{LE}$  mit 270 kt und den Hinweis, das Fahrwerk ausgefahren zu lassen, an.

Die Prüfliste des Herstellers verlangt die Ermittlung des Kraftstoffverbrauches gem. FCOM 2.18.40. Ein derartiger Hinweis findet sich nicht in den Checklisten des Luftfahrtunternehmens.

(10.04/10.05/10.06) ..... APPLY

■ **Green light(s) extinguished on only one panel :**  
 L/G POS DET SYS 1(2) FAULT  
 L/G POS DET SYS ..... SYS 2(1)

● **If nose landing gear unsafe indication on overhead panel only :**  
 GPWS "TOO LOW GEAR" warning ..... DISREGARD

L/G selected UP

■ **Red light(s) illuminated on both panels :**  
 L/G NOT UP LOCKED  
 MAX SPD ..... 270  
 L/G ..... DOWN

■ **Red light illuminated on only one panel :**  
 L/G POS DET SYS 1(2) FAULT  
 L/G POS DET SYS ..... SYS 2(1)

FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40) ..... DETERMINE

**L/G DOOR NOT CLOSED**

● **If amber light(s) illuminated on both panels :**  
 MAX SPD ..... 270  
 FUEL CONSUMPTION INCREASED

**CAUTION : Do not cycle landing gear.**

● **If Go-around required :**

Hersteller

- GRAVITY EXI ..... PERFORM

**STATUS**

If both gear annunciator panels still show unsafe indications: PROC: LDG WITH ABNORMAL L/G 22  
 NOSE WHEEL STEERING INOP

**ABNORMAL L/G UP INDICATION**

Gear Annunciator Panels

◆ One normal  
 After slats retraction:  
 Max Speed indication  
 ◆ VLE on one PFD (END)  
 VLE on both PFD's

Both abnormal

- MAX SPD ..... 270  
 - L/G ..... DOWN

When landing gear is down:  
**STATUS**  
 L/G RETRACTION INOP

**ABNORMAL L/G DOOR INDICATION**

Gear Annunciator Panels

◆ One normal  
 Light Test ..... PERFORM  
 If positive for corresponding door Light: - END -  
 If negative for corresponding door light:

Both abnormal

Betreiber

Das Flugbetriebshandbuch AOM (A310, II, 05-75-02, 01 OCT 87) beinhaltet die folgenden Informationen:

Landing gear down selection may be delayed if performance requires. Flight with landing gear extended has a significant effect on fuel consumption and climb gradient (see chapter 21, SPECIAL OPERATIONS).

Im folgenden Abschnitt sind Auszüge aus Teilen des Kapitels 21, special operations, flight with gear down and landing gear doors closed (III, 21-40-01, 15 JUL 96):

1. GENERAL

“Revenue flight is permitted with landing gear in down position and the landing gear doors closed providing icing conditions are not expected. Extended overwater flight (more than 50 NM from nearest shoreline) is not allowed. DFA (if available) and vertical mode of FMS must not be used, ...”

“ ... VMO/MMO with landing gear extended: 255 kt/M0.65. The L/G DOWN VMO/MMO SELECTION switch in the avionics compartment must be activated. Note: VMO/MMO values are different from VLE because airworthiness requirements are different for VLE and VMO determination.

It is necessary to take into account the increased drag to determine the take off weight and fuel consumption. ...”

4. FLIGHT PLANNING

A. CLIMB

Climb at 240 kt with both engines at maximum climb power setting. The table page 2 gives the time, distance and fuel consumption according to take-off weight.

B. CRUISE

The recommended cruise speed is 240 kt. Page 4 gives cruise table at this speed. Obviously, the ceiling on one engine may be a limiting factor, and the choice of the route should reflect this concern.

C. ENGINE FAILURE

In case of engine failure, the airplane will drift down to the ceiling shown on page 5. The power setting for drift down will be Max Continuous. ...

Die angesprochenen Flugplanungstabellen für "climb two engine gear down" beinhalten Daten von FL 15 bis FL 270, die Angaben in der Tabelle "cruise two engine gear down" hingegen reichen von FL 15 bis FL 250.

#### 1.17.1.2.4 Ausfall beider Triebwerke (Both engines flame out)

In der Checkliste in Kapitel 05-20-06 ist als vorletzter Punkt "LAND RECOVERY" angeführt, der von der Besatzung die Betätigung der entsprechenden Einrichtung verlangt. Dadurch wird die Betätigung von Klappen, Vorflügel und Spoiler auch unter diesen Bedingungen möglich, andernfalls sie im Notstrombetrieb nach Ausfall aller Generatoren nicht versorgt würden. Die Checkliste weist weiters auf die Konfiguration bei der Notlandung hin: Fahrwerk ausgefahren, Vorflügel und Landeklappen je 15° (Optimum für Steuerbarkeit und Sinkrate, etwa 1599 ft/min) und Fluggeschwindigkeit VREF+25. Es wird auch auf „Notlandung oder Wasserung (forced landing or ditching)“ Bedacht genommen.

#### 1.17.1.2.5 Überprüfung des Kraftstoffvorrates

Die Checkliste für den Reiseflug sieht folgende Regelung für die Verbrauchskontrolle vor:

FUEL CONSUMPTION.....MONITOR

Monitor fuel consumption by comparing fuel used with calculated burn off on CFP and X-check that Fuel on Board and Fuel Used is approximately the original Block Fuel.

#### 1.17.1.3 Flugbetriebshandbuch, Qualitätssicherungshandbuch, Teil II / Flight operations, quality manual, part II

Das Qualitätssicherungshandbuch beschreibt Organisation, Aufgaben und Zuständigkeiten für die Einheiten "Movement control" und "Flight dispatch".

##### 1.17.1.3.1 Movement control

Kapitel 09.02.06, Seiten 1 bis 6, vom 08.04.1999 regeln die Grundsätze des bestmöglichen Betriebes, um eine detaillierte Überwachung aller Bewegungen der firmeneigenen Luftfahrzeuge zu gewährleisten und alle im Dienst befindlichen Besatzungen zu informieren.

Die zugeteilten Aufgaben sind "to enable safety and security, customer service, ....".

Die Arbeitsplatzbeschreibung erfordert "the restoration of the daily operation after irregularities, ... re-routings" und "maintaining communication/information services" durch "VHF, HF and/or ACARS between the operations control unit and aircraft on the ground or in the air, ... dispatch and receive messages; ... providing technical information, reports or advises to the MOC v.v. crews in the event of aircraft unserviceability or indifferences, ... weather watch..., handling of accidents and occurrences, ....".

##### 1.17.1.3.2 Flight dispatch

Gemäß Betriebshandbuch, Teil OPS, Kapitel 09.02.07, Seite 1 bis 6, vom 08.04.1999 ist die Flugberatung ein Bestandteil des Bereiches Flugbetriebliche Steuerung. Die Grundsätze eines bestmöglichen Betriebes bilden die umfassende Flugvorbereitung, etwa durch Vorbereitung des

Flugdurchführungsplanes, NOTAM, Wetterberatung und das Bestreben nach "safety and security, passenger comfort, economy and efficiency and regularity and punctuality".

Die Arbeitsplatzbeschreibung erläutert klar die folgenden Zuständigkeiten:

"In-flight assisting, re-dispatch and flight watch with regard to:

- major weather-data impact
  - ATC-restrictions
  - Fuel re-calculation,
- Also to check permanent:
- safety related information".

Ein leitender Pilot des Unternehmens informierte dahingehend, dass sich die Unterstützung während des Fluges, Neuberechnung und die ständige Überwachung des Fluges entgegen den Ausführungen im Handbuch nicht auf die Neuberechnung des Treibstoffverbrauches bezieht. Kein Pilot im Unternehmen würde eine derartige Unterstützung erwarten.

Dem gegenüber steht der ICAO Annex 6, Para 4.6.1, zu dem die Bundesrepublik Deutschland auch keine Abweichung bekannt gegeben hat, der besagt:

"A flight operations officer when employed in conjunction with a method of flight supervision in accordance with 4.2 shall:

....

c) furnish the pilot -in-command while in flight, by appropriate means, with information which may be necessary for the safe conduct of the flight;"

#### 1.17.1.4 Dokumentation

Die Handbuchbestandteile des Flight Crew Operating Manuals (FCOM) des Luftfahrzeugherstellers „Betriebsgrenzen“, „Notverfahren“ und „Flugleistungen“ sowie die Prüfliste „Abnormal and Emergency procedures“ wurden von der zuständigen Luftfahrtbehörde der Republik Frankreich genehmigt.

Die anwendbaren Sonderverfahren für den Betrieb mit ausgefahrenem Fahrwerk (FCOM 2.18.40 und AOM 21.40.01) verwenden den Begriff "vertical mode". Die Bedeutung dieses Begriffes in Verbindung mit der Treibstoffkalkulation wurde vom Piloten nicht mit dem Betriebshandbuch und dem Prüflisteninhalt in Zusammenhang gebracht. Die Abkürzung DFA (Delayed Flaps Approach), die zwar nicht mit dem Unfall in Zusammenhang steht, aber ebenfalls in diesem Sonderverfahren angeführt wurde, konnte von keinem Vertreter des Luftfahrzeugherstellers erläutert werden.

Im FCOM 2.18.40 Seiten 2, 4 und 8 publiziert der Hersteller Leistungsdaten inklusive Treibstoffverfordernis für den Steigflug bis FL 290, Reiseflug bis FL 270 und Sinkflug von maximal FL 290 mit ausgefahrenem Fahrwerk.

In der Prüfliste des Herstellers (A310, Rev. 28, SEQ 200, 10.03) wird ausdrücklich auf die erforderliche Berechnung des Treibstoffverbrauches gemäss FCOM 2.18.40 (Flight Crew Operating Manual) hingewiesen.

Prüfliste für „L/G unsafe indication“ bzw. „Abnormal L/G up indication“.

Für den Punkt „L/G unsafe indication“ gibt es einen Unterschied zur Prüfliste des Herstellers. So steht in der Prüfliste von Airbus Industries als letzter verpflichtender Punkt: „FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40) .... DETERMINE“ Dieser Punkt fehlt gänzlich im Handbuch des Betreibers.

Ergänzendes Verfahren mit ausgefahrenem Fahrwerk

Dem Kapitän war der Abschnitt 21 im Flugbetriebshandbuch "Special ops-flight with landing gear down" bekannt, er ordnete es allerdings der Flugvorbereitung zu. Während die Tabellen für den Steigflug mit FL 270 begrenzt sind, reichen die für den Reiseflug nur bis FL 250. Es finden sich

keine Hinweise und Informationen für die Besatzung hinsichtlich der Treibstoffkalkulation, wenn das Luftfahrzeug in größeren Höhen als in den Tabellen angeführt betrieben wird, zumal der Hersteller die entsprechenden Tabellen auch nur bis FL 270 bzw. FL 290 zur Verfügung gestellt hat. Gänzlich fehlte allerdings die in der Originaldokumentation des Herstellers (Seite 2.18.40) enthaltene Tabelle für den Sinkflug mit ausgefahrenem Fahrwerk.

### 1.17.2 Ausbildung und Training der Cockpitbesatzung

Die Leistungsfähigkeit der Cockpitbesatzungen im Luftfahrtunternehmen wurde durch folgende Maßnahmen verbessert:

- Crew Resource Management Kurse, CRM
- Auswertung von Proficiency- und Route Checks
- Auswertung von Videoaufzeichnungen beim Recurrent Training zur Bewertung des CRM
- Line Orientated Flight Training, LOFT
- Einbeziehung der Humanfaktoren ins Flugbetriebshandbuch
  - Flugsicherheitsinformationen
  - anonymes Meldewesen
  - Jährliches Pilotentreffen zum Erfahrungsaustausch zur Erörterung offener Fragen aus Flugbetrieb und Technik.

#### 1.17.2.1 CRM und LOFT Training

Das unternehmensinterne CRM und LOFT Training orientiert sich am ICAO Human Factors Digest Nr. 2. Der dreitägige CRM Basis Kurs, CRM-C-I, wird von ausgebildeten CRM Trainern abgehalten. Er besteht aus einer Kombination von theoretischen Informationen, wie sie ICAO Human Factors Digest Nr. 1 und in JARs erläutert werden, und aus Übungen.

Die Hauptbereiche sind: Menschliches Versagen und Verhalten, situative Aufmerksamkeit, Auseinandersetzung mit Fehlleistungen (inklusive Anhaltspunkte zur Erkennung von fatalen Fehlerverkettungen), Verhalten, Befehlsgewalt und Durchsetzungsvermögen, Kommunikation, Entscheidungsfindung, Stress. Teil des Syllabus ist auch das Konzept der fünf gefährlichen Einstellungen (thought patterns).

In den praktischen Übungen wird auf eine bestimmte Art der Entscheidungsfindung hingearbeitet (FORDEC = facts, options, risks and benefits, decision, execution, check), welche zum Standard der Teamarbeit der Fluggesellschaft erhoben wurde.

LOFT, linienorientiertes Flugtraining, beinhaltet die Bewältigung komplexer Szenarien ohne Einfluss von Außen, u.a. ist eine der Aufgabenstellungen eine Entscheidungsfindung. Gelegentliche Videoaufzeichnungen und Nachbesprechungen mit einem Trainer erhöhen die Effizienz der Trainings.

In manchen Fällen wurde auch bei Überprüfungen eine abnorme Fahrwerksanzeige simuliert. Das Problem wurde ausschließlich bei Inlandsflügen mit zahlreichen geeigneten Ausweichflugplätzen abgehandelt, dabei lag das primäre Augenmerk auf der Berücksichtigung der Flugleistungen hinsichtlich Hindernisfreiheit, Küstennähe und auf dem erhöhten Kraftstoffverbrauch, der auch aus der geringen Flughöhe resultiert. Eine konkrete Mehrverbrauchsberechnung und daraus resultierende Entscheidungen waren jedoch nicht Trainingsbestandteil.

### 1.17.3 Schulung auf und Betrieb von Luftfahrzeugen moderner Technologie

In Anlehnung an die Ergebnisse einer Untersuchung der Australischen Unfalluntersuchungsorganisation BASI im Jahr 1989 und dem ICAO Rundschreiben 234-AN/142 bezüglich der bis dahin

unbekannten Probleme, welche seit der Einführung und dem Flugbetrieb mit Luftfahrzeugen moderner Technologie aufgetreten waren, wurden im gegenständlichen Fall die Schwerpunkte der Unfallanalyse auf folgende Aspekte gerichtet:

- Publikationen betreffender Betriebsgrenzen des FMS
- Inhalte, Verständlichkeit und Nutzbarkeit der technischen Handbücher
- Umgang mit automationsbedingten Überraschungen
- Algorithmen, Modelle und Regeln der automatisierten Bordsysteme
- Überblick über den Betriebsmodus der automatisierten Bordsysteme
- Automatische, subtile Änderungen des Betriebsmodus
- Anthropotechnisches Design zur Förderung des Situationsüberblicks über das Fluggeschehen und den Betriebsmodus automatisierter Bordsysteme
- Training in den vorangestellten Bereichen
- Computergestützte Lernprogramme gegenüber traditioneller Unterrichtsmethoden
- Simulator, Training im praxisorientierten Linienbetrieb (LOFT), Proficiency checks

Die in diesem Zusammenhang gewonnenen Erkenntnisse basieren auf Gesprächen mit Personen, die zumindest für Teile des Flugbetriebs zuständig sind und der Cockpitbesatzung.

#### 1.17.4 Systemkenntnisse, Dokumentation und Schulung auf FMS

Die Cockpitbesatzungsmitglieder gaben unabhängig voneinander an, dass weder der Grundkurs noch Kurse beim Hersteller oder beim Luftfahrtunternehmen Information beinhalteten, wie das FMS während der unterschiedlichen Flugphasen den Treibstoffverbrauch ermittelt, welche Komponenten darauf Einfluss haben und welche Veränderung sich mit der Höhe, der Verwendung von Triebwerksenteisung, Flächenenteisung, Änderungen des Fluggewichts und der Lage des Schwerpunkts haben. Auch lägen keine Informationen über den Einfluss der vom Piloten gewählten Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit, Vereisung der Zelle, Verwendung von Vorflügeln oder Klappen oder den Unterschied zwischen drehender und stehender Verdichterstufen nach einem Triebwerksschaden auf die Berechnungen des FMS vor.

Unternehmensseitig wurde bestätigt, dass kein Lehrmaterial, Lernprogramme oder ähnliches vorhanden wäre, das vergleichbare Informationen über die Treibstoffberechnungen per FMS zu konventionellen Berechnungsmethoden enthalten würde.

#### 1.17.5 Lernprogramme /Computer based training CBT

CBT ist die gebräuchlichste Art den Umgang mit einem FMS zu erlernen. Die Methode ist die des "learning by doing." Verfahren "X" führt zu Ergebnis "Y". Die FMS-Schulung stellt sich als "bottom-up" Verfahren dar, d.h. sie vermittelt lediglich Anweisungen für die Gerätebedienung und bietet keine Informationen hinsichtlich der zugrundeliegenden Modellannahmen und der erforderlichen Rahmenbedingungen. Diese Anweisungen bedürfen keiner tiefgehenden Kenntnisse der Berechnungsgrundlagen.

#### 1.17.6 Automationsbedingte Überraschungen

Alle befragten Piloten kannten die Vorkommnisse von automationsbedingten Überraschungen am FMS, die sich durch typische Fragen wie "Was macht es, warum hat es das gemacht, was macht es als nächstes?"

Die vom Luftfahrtunternehmen dazu angebotenen Abhilfen waren Berichte, die vorübergehende Einführung eines anderen Systems und explizite Verlautbarungen über das Auftreten solcher



Phänomene. Bei unerklärlichen Fällen während des Fluges wurden die Piloten angewiesen, das FMS in den Grundmodus zu bringen und letztlich durch Ziehen der Sicherung einen Neustart durchzuführen.

#### 1.17.7 Training der Treibstoffberechnung am FMS unter abnormen Bedingungen

Ein typisches Übungsbeispiel für eine abnorme technische oder betriebliche Situation war die Treibstoffberechnung am FMS nach einem Triebwerksausfall. Eine Treibstoffkalkulation mit ausgefahrenem Fahrwerk war nicht Trainingsbestandteil.

Die Möglichkeit der Durchführung eines Fluges mit einem teilweise ausgefahrenen Fahrwerk findet sich zwar nicht in der "Abnormal and Emergency Checklist", ist aber in der erweiterten Prüfliste des Flugbetriebshandbuches enthalten. Dem Copiloten wurde diese Möglichkeit erst nach dem Unfall bewusst. Dem Kapitän war dies nicht so klar und er argumentierte, dass "die Prüfliste" den Betrieb mit teilweise ausgefahrenem Fahrwerk nicht gestatte. Er räumte aber ein, dass er nicht den gesamten Inhalt dieses Kapitels beachtet hatte, als er an die relevanten Tabellen zur Flugplanung dachte, weil das Kapitel größtenteils Startleistungsdaten und -prozeduren beinhaltet. Außerdem geben die Tabellen nur Informationen über Flugleistungen und Treibstoffverbrauch bis zu einer Höhe von FL 270 im Steigflug, für den Reiseflug reichen sie überhaupt nur bis FL 250. Das Luftfahrzeug befand sich aber aktuell in FL 310. Dadurch sah er sich in seiner Ansicht bestärkt, dass das Kapitel 21 im Flugbetriebshandbuch nur für die Flugvorbereitung und nicht für die aktuelle Flugdurchführung von Bedeutung wäre. Die fehlenden Angaben für die Reiseflughöhe FL 310 stellten für den Kommandanten auch ein Indiz dar, dass die Treibstoffkalkulation mittels FMS für diesen Abschnitt zutreffend war und nicht mehr die Treibstoffverbrauchstabellen im Kapitel 21.

Die Besatzung fand ihre Ansicht, dass das FMS den in Folge des größeren Luftwiderstandes auftretenden Mehrverbrauch berücksichtigen würde bestätigt, weil das FMS unmittelbar nach dem Auftreten des Fahrwerksproblems angezeigt hatte, dass der ursprünglich geplante Zielflughafen in Ermangelung an Treibstoff nicht erreicht werden könnte.

#### 1.17.8 Flugsicherung

Die Zusammenarbeit der Flugsicherungen wurde länderübergreifend durchgeführt. Die erforderlichen und gewünschten Freigaben wurden innerhalb der zulässigen Grenzen erteilt.

Die Freigabe zum Verlassen der Reiseflughöhe FL310 wurde mit der Ergänzung "now" erteilt. Die Besatzung leitete in der Folge auch umgehend den Sinkflug ein.

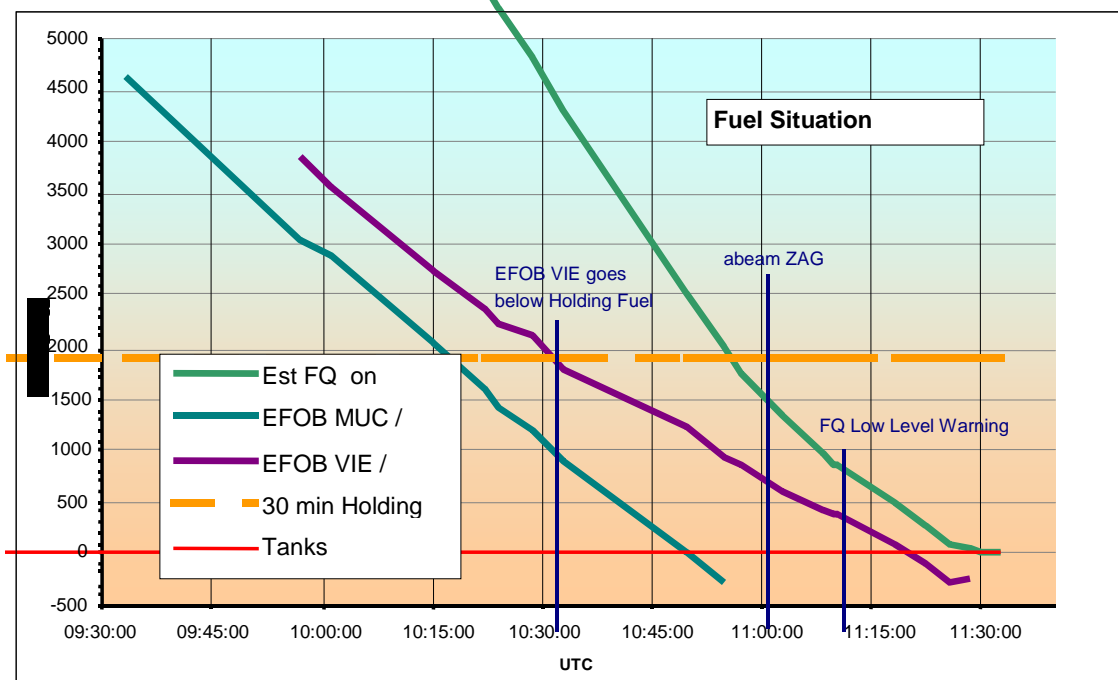
### 1.18 Andere Angaben

#### 1.18.1 Entwicklung des Kraftstoffvorrates und der bezug habenden Anzeigen

Die Treibstoffkalkulation, die Anzeigen am FMS und den Tankanzeigen wurden unter Einbeziehung des Flugdatenschreibers nachgerechnet. Es ergab sich daraus folgendes Bild:

Loc	UTC	Est FQ on Indicators	FMS Burn to MUC [kg]	EFOB MUC / FMS	FMS Burn to VIE [kg]	EFOB VIE / FMS
LGSA	08:59:30	16500				
DEP1	09:01:30	16172				
DEP2	09:02:00	16067				
DEP3	09:11:00	14678				
DEP4	09:14:00	14170				
KOR	09:33:00	11449	6800	4649		
YNN	09:57:00	8457	5400	3057	4600	3857
DIMIS	10:01:00	7985	5100	2885	4400	3585
TR	10:15:00	6339	4300	2039	3600	2739
RETRA	10:22:00	5539	3950	1589	3150	2389
POD	10:24:00	5314	3900	1414	3100	2214
NIK	10:28:30	4814	3600	1214	2700	2114
GACKO	10:33:00	4303	3400	903	2500	1803
WPT1	10:49:45	2526	2500	26	1300	1226
WPT2	10:54:41	2007	2300	-293	1050	957
WPT3	10:57:00	1750			900	850
WPT4	11:02:45	1319			700	619
Emergency	11:07:45	986			550	436
	11:08:00	961			550	411
WPT5	11:09:40	881			500	381
	11:10:00	856			490	366
WPT6	11:18:00	504			400	104
	11:22:28	271			370	-99
WPT7	11:25:40	60			350	-290
WPT8	11:28:06	34			300	-266
	11:30:00	0				
LOW W	11:32:36	0				

Die Berechnung der Entwicklung der Kraftstoffvorräte sowie der zu erwartenden Kraftstoffvorräte ließ die folgenden Trends erkennen:



Nach dem Unfall wurden alle Tanks entleert, der Kraftstoff gesammelt und eine Mengenbestimmung durchgeführt. Diese ergab eine Menge von ca. 160 l.

## 1.18.2 Humanfaktoren

Um die Handlungsweise der Besatzung in einem komplexen und dynamischen Umfeld nachvollziehen zu können, und um daraus Präventionsmaßnahmen abzuleiten, werden vorerst die Vorläufer (precursor), welche die Wahrnehmungs-, Denk-, Entscheidungs-, und Motivationsgrundlagen der Besatzung bilden, erfasst.

Anschließend werden der Einfluss dieser Vorläufer auf die kognitiven und emotionalen Vorgänge und die Entscheidungsprozesse der Besatzung einer Analyse unterzogen.

### 1.18.2.1 Vorläufer in Organisationen: Hersteller, Luftfahrtbehörden, Luftfahrtunternehmen

Die ICAO und das DG VII der EU haben in Fachpublikationen auf Probleme aufmerksam gemacht, welche seit der Einführung automatisierter Systeme in modernen Flugzeugen aufgetreten waren (ICAO Circular 234-AN/142, ECOTTRIS „European Collaboration On Transition Training Research for Improved Safety“). Die bereits aus 1.17. erkennbaren und in 1.18. weiter dargestellten anthropotechnischen Schwachstellen sollten den Organisationen aus diesen Publikationen bekannt sein.

#### 1.18.2.1.1 FMS Konstruktionsprinzip

Das FMS des A310 unterstützt die Besatzung in ihren strategischen Entscheidungen durch prozessorientierte Informationsverarbeitung und folgt im Wesentlichen dem Konstruktionsprinzip, dem Piloten einen navigatorischen Gesamtüberblick inklusive der dazugehörigen Arbeitsmodi und allfälligen Warnungen zu bieten. Die Treibstoffkalkulation wird automatisch korrigiert, wenn Flughöhe und/oder die gewählte Fluggeschwindigkeit geändert wird.

Es besteht jedoch eine nicht dokumentierte Ausnahme in den Treibstoffberechnungen, wenn

- Triebwerks- und/oder Tragflächenenteisung betrieben werden
- außerhalb des geplanten Betriebszustandes ein höherer Luftwiderstand durch Auftriebshilfen (Vorflügel, Landeklappen) oder Fahrwerk auftritt oder
- ein Triebwerksausfall mit einem stehenden Rotor verbunden ist.

#### 1.18.2.1.2 FMS Dokumentation, Schulung, Training

In der gesamten den Piloten bereitgestellten Dokumentation fehlt eine klare Beschreibung des Einflusses und der Auswirkungen einer „Fahrwerk ausgefahrenen“ Anzeige auf das FMS, speziell auf dessen Treibstoffprognosen bzw. Warnungen.

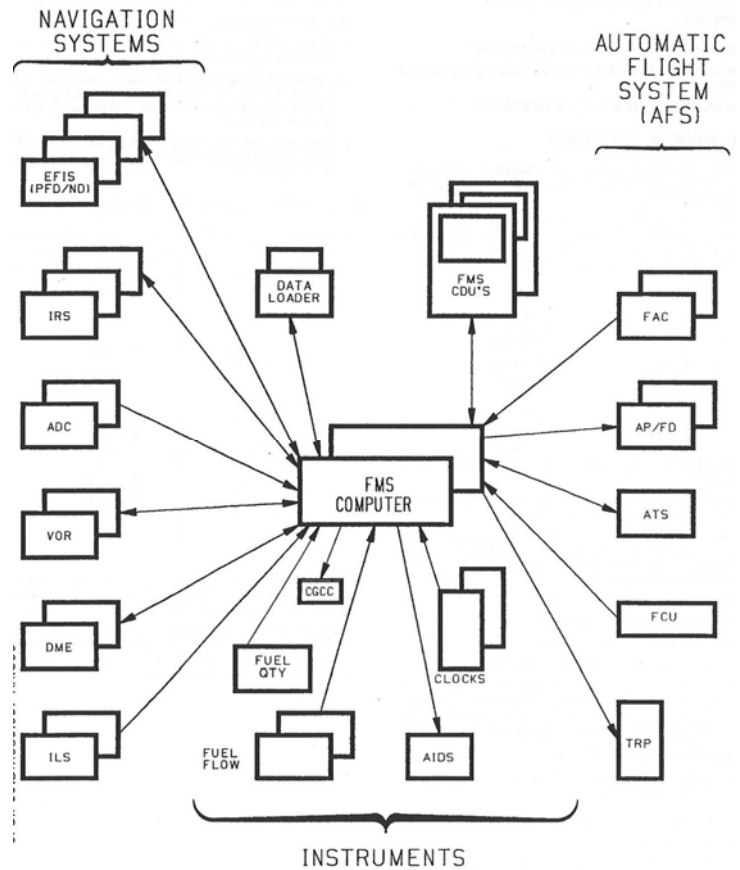
Wie in 1.17.7 ausführlich dargestellt, wurden diese Besonderheiten der FMS Treibstoffberechnungen bei normalen und abnormalen Betriebszuständen, weder durch Basisschulung noch durch Training abgedeckt.

Bei der Befundaufnahme äußerten A310 Piloten in Schulungs- oder Führungsposition des Luftfahrtunternehmens divergierende Meinungen über den Einfluss der Triebwerk- und Rumpfenteisungsanlagen sowie der Vorflügel auf den Kalkulationsmodus des FMS und bestätigten dadurch die unzureichende Systemtransparenz im Pilotenchor.

Im Aircraft Operating Manual, AOM, Vol I/Seite 12-50-01, wird eine Verbindung vom Treibstoff-Durchflusssensor zum FMS dargestellt. Dies könnte die Ansicht des Piloten erklären, dass die FMS Treibstoffberechnung den aktuellen Treibstoffdurchfluss beachtet.

1.18.2.1.3 Weitere Vorläufer in Dokumentation, Schulung, Training

Die Analyse von Leistungsdaten aus dem Airbus IFP Programm zeigt klar, dass die optimale Geschwindigkeit für die maximale Reichweite immer die  $V_{LS}$  darstellt, das ist die niedrigste Geschwindigkeit in der jeweiligen Konfiguration, weil der Einfluss des Widerstands durch das ausgefahrene Fahrwerk in der Auftriebs/Widerstandscharakteristik des Flugzeugs überwiegt. Dieser Hinweis fehlt im Handbuch.



1.18.2.2 Vorläufer in der physiologischen und psychologischen Belastung

Vorbelastung:

Aus den Aussagen des Kommandanten und des Copiloten lassen sich keine Vorbelastungen durch Schlafdefizit, Ernährungsmangel, beruflichen oder privaten Belastungen (occupational oder domestic stress) ableiten.

Es wurde keine Blutuntersuchung vorgenommen.

Ermüdung:

Die kognitive Leistungsfähigkeit nimmt deutlich jenseits eines Arbeitseinsatzes von 8 Stunden ab. Im Schichtdienst kommt der Einfluss des zirkadianischen Rhythmus hinzu. Mit Bezug auf die Ermüdungsskala des Royal Air force Institute of Aviation Medicine begann die Besatzung ihren Dienst im psycho-physiologischen Leistungsniveau 5 und erreichte im Einsatzverlauf durch den zirkadianischen Einfluss sogar eine Steigerung ihrer Leistungsfähigkeit auf den Wert 6.

1.18.2.3 Autoritätsgradient im Cockpit

Als Autoritätsgradient wird das hierarchische Gefälle zwischen Kommandanten und Copilot bezeichnet und wirkt sich im Verhalten, besonders in der Kommunikation aus. Zu steile und zu flache Gradienten führen zu gestörter Kommunikation; Fehler werden nicht erkannt oder beachtet.

Der Flug führte die Piloten erstmals zusammen und gab ihnen die Möglichkeit, sich kennen zu lernen. Sie stimmten überein, sich mit dem kollegialen "du" anzusprechen.

Der Kommandant beurteilt den Autoritätsgradienten zu seinem Copiloten als sehr niedrig und begründet dies damit, dass die Besatzung die meisten Problemstellungen des Fluges mittels Teamarbeit bewältigen konnte.

Der Copilot gab mehrere Beispiele von einander abweichenden individuellen Situationsbewertungen. Nach gründlicher Überlegung akzeptierte er aber die Argumente des Kommandanten.

## 1.19 Untersuchungstechniken

Es wurden keine neuen Untersuchungstechniken angewandt.

## 2 Auswertung

### 2.1 Organisation

Die von der zuständigen Luftfahrtbehörde genehmigten Unternehmenshandbücher für den Flugbetrieb stimmen in mehreren Punkten mit den vom Hersteller bereitgestellten nicht überein. In allen Unterlagen werden nicht näher definierte Begriffe verwendet.

#### Flugbetriebs-Organisation

Es ist der flugbetrieblichen Kontrollstelle (flight inspection) entgangen, und dem Luftfahrtunternehmen nicht bewusst, dass die Flugdienstberatung des Luftfahrtunternehmens, die im Betriebshandbuch, Qualitätssicherungshandbuch Teil II vorgesehene Neuberechnung des Treibstoffes im Falle des Fluges zum Ausweichflugplatz nicht durchführt und daher die Besatzung im Flug die vorgeschriebene Unterstützung mit einer Treibstoffkalkulation nicht erhält.

ICAO und EU DG VII wiesen in Publikationen auf anthropotechnische Defizite im Zusammenhang mit der Einführung moderner Techniken in Luftfahrzeugen hin. Weil diese Defizite bei diesem Flugunfall diagnostiziert wurden, wird geschlossen, dass keine oder nicht effiziente Gegenmaßnahmen durch Eliminierung, Zulassungsaufgaben, Schulung und Training gesetzt worden waren. Diese Situation ist als Vorläufer des Flugunfalls anzusehen und begründete ein latentes Sicherheitsdefizit im Zuständigkeitsbereich der Organisationen.

Aus anthropotechnischer Sicht begünstigten die Konstruktionsprinzipien des FMS eine Fehlinterpretation des EFOB und den Verlust des Gesamtüberblickes (situational awareness) durch den Piloten und können seine falsche Entscheidung erklären.

Unzureichende Kenntnis über die grundsätzliche Funktionsweise und Leistungsgrenzen des FMS in bestimmten Situationen mangels Dokumentation, Schulung und Training bewirkten bei den Piloten falsche Bewertungen von Flugparametern und resultierten in Fehlentscheidungen in der Flugzeugführung.

In 1.17.6 wurden die beim Betrieb des FMS allseits - auch außerhalb des betroffenen Luftfahrtunternehmens - bekannten automationsbedingten Überraschungen angesprochen, die

weder das Betriebshandbuch, noch Luftfahrzeughalter oder Hersteller erklärten. Die angebotenen Lösungen waren unzureichend, weil sie keine Systemtransparenz herstellten. Für den Umgang mit nicht durchschaubaren oder zeitintensiven Prozessen entwickelt der Mensch erkenntnisfördernde Daumenregeln, sogenannte *Heuristiken*, welche vermutete Zusammenhänge herstellen, die der Mensch einsetzt, um komplexe Situationen rasch zu bewältigen.

Aus 1.17.1.4 geht hervor, dass für den Reiseflug mit ausgefahrenem Fahrwerk über FL 250 keine Treibstofftabellen oder Berechnungsmethoden im AOM verfügbar waren. Dieser Mangel führte beim Kommandanten zur plausiblen Erklärung (*Heuristik*), dass die FMS-Treibstoffberechnung ohne Beschränkung heranzuziehen sei. Nicht eine mangelnde Kenntnis der Dokumentation erklärt den falschen Schluss, sondern der subjektive Eindruck aus einer mangelhaft formulierten Bedienungsvorschrift.

Die Beschränkung des Simulatortrainings mit Fahrwerksproblemen auf Inlandflugszenarien begünstigte negative Trainingseffekte. Einerseits führte das einseitige Trainingsszenario zum *Methodizismus*, d.h. zur Ausbildung eines Standardschemas zur Bewältigung der Aufgabenstellung. Andererseits konnten die Piloten erlernen, dass das FMS den erhöhten Luftwiderstand in allen Parametern berücksichtigt.

Der ICAO Human Factors Digest Nr. 3 sieht unabhängig von CRM- und LOFT- Training die Schulung der Piloten im Bereich Humanfaktoren vor, wobei ein Unterrichtsausmaß von 35 Stunden empfohlen wird. Eine solche Grundschulung findet beim Luftfahrtunternehmen nicht statt, hätte aber das Wissen über den Verlust des Situationsüberblicks, wie im Operators Manual Teil A, Kapitel 13.01.00 angesprochen, vertieft.

## 2.2 Besatzung

### 2.2.1 Ausbildung, Training, Qualifikation, Dokumentation

Die Besatzung war entsprechend den geltenden Vorschriften ausgebildet. Seitens des Unternehmens wurden verpflichtende Trainings abgehalten, die von beiden Piloten absolviert worden waren. So hatte jeder Pilot einen Grundkurs für die Verbesserung der Nutzung der Ressourcen im Cockpit besucht, war in einem linienartigen Flugtrainingsprogramm integriert und hatte die Simulatorschulungen und -prüfungen zeitgerecht absolviert.

Kommandant und Copilot hatten einen dreitägigen CRM Kurs absolviert. Es bedarf etwa ein Jahr bis Schulungen zur Veränderung althergebrachter Verhaltensweisen wirksam werden. Aus diesem Gesichtspunkt war das CRM Training der Besatzung noch nicht ausreichend, um den Situationserfordernissen richtig zu begegnen.

### 2.2.2 Physische- und psychische Leistungsfähigkeit

Die physische und psychische Leistungsfähigkeit der Cockpitbesatzung war am Unfalltag über den gesamten Zeitraum hinweg nicht durch Vorbelastungen oder zusätzliche Ermüdung beeinträchtigt.

### 2.2.3 Autoritätsgradient

Der Autoritätsgradient zwischen Kommandanten und Copiloten wird als geeignet eingestuft.

### 2.2.4 Analyse des Verhaltens der Cockpitbesatzung

#### 2.2.4.1 Abschnitt: Auftreten des technischen Problems bis zum Erkennen der Treibstoffknappheit

Das technische Problem stellte keine Bedrohung für Flugzeug, Passagiere und Besatzung dar; es bedurfte daher keiner sofortigen Rücklandung und die Piloten konnten sich der Optimierung der Flugdurchführung widmen. Diese hatte deutlich an Komplexität zugenommen. Ein Routineflug überlässt einer Cockpitbesatzung im Wesentlichen zwei Freiheitsgrade:

1. Flughöhe und
2. Fluggeschwindigkeit.

Die weiteren Komponenten, wie Abflug- und Ankunftszeit, Zielflughafen, Flugstrecke sind vorgegeben.

Durch das technische Problem ging es nunmehr um die Optimierung zusätzlicher Komponenten innerhalb eines möglichst kurzen Zeitrahmens:

3. Behandlung des technischen Problems und
4. Evaluierung der Auswirkungen,
5. Bestimmen eines neuen Zielflughafens unter Beachtung von
6. Treibstoff,
7. Wetter und
8. Restriktionen,
9. Verfügbarkeit von Navigationsunterlagen (Anflugverfahren),
10. Flugstrecke (Auswahl und Eingabe in FMS),
11. Verfügbarkeit eines Ersatzflugzeuges,
12. Minimierung der Bodenaufenthaltszeit,
13. Verfügbarkeit von Reparaturmöglichkeiten,
14. Passagierkomfort,
15. Kostenminimierung,
16. Koordination mit Flugbetriebszentrale und
17. Koordination mit Flugsicherung.

Einige der genannten Aufgabenstellungen sind frei von Wechselwirkungen und können sequentiell behandelt werden, die meisten sind jedoch logisch vernetzt und erklären die Problemkomplexität.

Die von der Cockpitbesatzung getroffenen Entscheidungen im weiteren Flugverlauf entsprechen einer Methode, die als „*satisfizing*“ bezeichnet wird. Sie charakterisiert Expertenentscheidungen bei der Bewältigung komplexer Aufgaben unter Zeitrestriktion. Die Wortschöpfung aus *satisfactory* (zufriedenstellend) und *sacrificing* (opfernd) drückt aus, dass ein Kompromiss in der kognitiven Arbeitsweise herbeigeführt wird. Dieser besteht darin, dass die Komponenten des Entscheidungsprozesses mit Bezug auf bisherige Erfahrungen nur angedacht, nicht jedoch vollständig analysierend werden, dadurch werden mehr Aufgaben innerhalb des Zeitfensters bewältigt.

Zur Bewältigung der Gesamtaufgabenstellung wandte die Besatzung die vorgeschriebenen Standardverfahren (standard operating procedures, SOP) für Arbeitsteilung und Einsatz der Prüflisten an.

Durch die vorgesehene Arbeitsteilung bemühte sich der Copilot etwa eine Stunde hindurch eine Funkverbindung mit der Flugbetriebszentrale herzustellen, während der Kommandant die Flugzeugführung alleine übernahm. Vom Zeitpunkt des Auftretens des technischen Problems bis zu

Erreichen der Reiseflughöhe nach 36 Minuten hatten die Piloten eingeschränkte Möglichkeiten, den wahren Treibstoffverbrauch für eine Flugstrecke zu berechnen und damit einen wirtschaftlich sinnvollen Zielflughafen festzulegen. Weil die Berechnung des EFOB am FMS anzeigte, dass die Treibstoffmenge für das Erreichen des Zielflughafens HAJ nicht ausreichte, folgte der Kommandant, dass das FMS den durch das ausgefahrene Fahrwerk erhöhten Verbrauch berücksichtigte. Konsequenterweise änderte er im FMS den Zielflughafen von HAJ auf MUC, woraufhin der EFOB auf 3,3 t anstieg.

Der Copilot erinnerte sich an diese Situation und hatte ebenfalls keine Bedenken an der Richtigkeit der Interpretation der FMS Treibstoffberechnung. Hätte er Zweifel gehabt, hätte er bereits in diesem Flugstadium den Kommandanten darüber informiert.

Beide Piloten stimmten unabhängig voneinander überein, dass die an sie von der Flugbetriebszentrale ergangenen Vorschläge, bestimmte Flughäfen anzufliegen, keinen Erwartungsdruck auslösten, danach handeln zu müssen. Dies geht auch aus der Ablehnung des von der Flugbetriebszentrale vorgeschlagenen Zielflughafens STR hervor.

Die vom Kommandanten gewählte Steigfluggeschwindigkeit von 240 kts unterstreicht seine Verfahrenskennntnis. Dieser Wert wird nur im AOM III, 21-40-01 festgehalten. Die relevanten Seiten waren aber nicht konsultiert worden, was der „List of conditional procedures preferably to be performed by reference to the AOM“ entsprach.

Nachdem der EFOB für MUC allmählich zurückgegangen war und sich etwas über 2,0 t stabilisiert hatte, entschied der Kommandant gemeinsam mit dem Copiloten, den Zielflugplatz von MUC auf VIE zu ändern. Diese Änderung verbesserte wiederum die Treibstoffreserven.

Eine ACARS Meldung der Flugbetriebszentrale „... in case of problems with fuel calculation to MUC div to VIE ...“ wurde vom Copiloten als Bestätigung für die getroffene Entscheidung empfunden.

Die Piloten erkannten einen negativen Trend des EFOB und diskutierten diesen unter Beachtung eines bereits im 1. August 1995 publizierten A310 Operations Manual Bulletin, welches das Thema Phantom-Treibstoff behandelte. Wegen der bereits hohen Arbeitsbelastung und im Vertrauen auf das FMS und auf die über YNN durchgeführte Treibstoffverbrauchskontrolle erfolgte keine weitergehende Analyse.

Die Arbeitsbelastung stieg durch die mehrfache Umplanung des Zielflughafens und kontinuierliche Auswertungen der Resttreibstoffmenge weiter an. Diese Aufgaben erhielten die höchste Priorität und ihnen wurde die meiste Zeit gewidmet. Daneben mussten die Routineaufgaben wie ATC-Kommunikation, Information von Kabinenbesatzung und Passagieren sowie das Einholen von Wetterdaten bewerkstelligt werden.

Der Copilot berichtete, dass das ungelöste Treibstoffproblem allmählich Unsicherheit auslöste. Dies betraf die Bewertung des technischen Zustandes, als auch die Teamarbeit. Aus dem einfachen Fahrwerksproblem war ein ernstes Treibstoffproblem erwachsen. Der Copilot vermutete eine falsche Treibstoffkalkulation, erkannte eine anstehende Bedrohung, wollte jedoch eine zusätzliche Belastung des Kommandanten vermeiden.



#### 2.2.4.2 Abschnitt: Weiterflug ab dem Erkennen der Treibstoffknappheit

Um 1034 Uhr musste der EFOB des FMS die Unterschreitung der Mindesttreibstoffmenge von 1,9 t nach der Landung in VIE angezeigt haben. Es fehlen konkrete Informationen, wie die Besatzung mit dieser Situation umging. Aus dem ATC-Funkverkehr um 1043 Uhr ist zu entnehmen, dass die Besatzung sich entschieden hatte, den Flug nach VIE fortzusetzen und dass sie die kritische Situation erkannt hatte, weil sie eine Freigabe für die kürzeste Strecke nach VIE inklusive Direktanflug verlangte.

Die Entscheidung des Kommandanten, nicht wie es die Firmenvorschriften vorsahen, zum nächstgelegenen Flughafen, welcher zu diesem Zeitpunkt ZAG war, sondern statt dessen den Flug nach VIE fortzusetzen, wird durch das Phänomen des „*pressing on*“ (erzwingen) erklärt. Es wird im Flugunfallgeschehen häufig beobachtet und wird durch die gemeinsam wirkenden Komponenten Emotion (Erfolgsmotivation oder Angstabwehr) und der kognitiven Strukturierung der Aufgabenstellung determiniert.

Für den Kommandanten, welcher als besonders firmentreu gilt, wird eine Ausweichlandung auf jedem anderen Flughafen vor VIE den höchsten subjektiven Verlust in einer Gewinn-Verlust-Risiko Matrix dargestellt haben. Er hätte dadurch das ungünstigste Resultat hinsichtlich Wirtschaftlichkeit, operationeller und technischer Bewertung und Passagierkomfort realisiert. Der „*effektive Nutzwert*“ (subjectively expected utility) bestimmt die Entscheidung und folgt dabei der *Nutzwerttheorie*. Der *effektive Nutzwert* wird aus dem Produkt aus Wahrscheinlichkeit des Eintretens eines Ereignisses mit dessen wahren Nutzwert gebildet. An einer sicheren Landung in VIE wurde vom Kommandanten nicht gezweifelt und zusätzlich war der wahre operationelle und wirtschaftliche Nutzwert der Landung in VIE groß. Das subjektiv daraus resultierende Produkt, der *effektive Nutzwert*, begründet die Entscheidung des Kommandanten für den Weiterflug. Das objektiv vorhandene Sicherheitsrisiko wurde offensichtlich nicht erkannt. Eventuell erwartete er noch Möglichkeiten, das Risiko eines Verstoßes gegen die Firmenvorschriften durch Streckenverkürzung zu egalisieren.

Aus den drei zur Auswahl stehenden Handlungstypen, d.s. riskanter Spieler, höchst konservativer Entscheidungsträger und Nutzwert-Entscheidungsträger („*expected value decision maker*“), war die vom Piloten getroffene Wahl dem letzten Typus zuzuordnen. Tatsächlich gewährleistet langfristig diese Strategie den höchsten wirtschaftlichen Erfolg.

Ein weiterer motivationaler Aspekt vom Flugziel VIE nicht abzuweichen, betrifft die Bewertung des bisherigen Flugverlaufes. Wer handelt ist auch für das Ergebnis verantwortlich. Aus der Sequenz, dass HAJ nicht angesteuert werden konnte, auch nicht STJ, im weiteren auch nicht MUC und dann nicht einmal mehr VIE, ist ein persönlicher Misserfolg ableitbar, dem im Falle der Landung in ZAG kein Erfolg gegenüberstünde. Dem Kommandantenentscheid lag keine Abwägung der Sicherheitsrisiken zugrunde, sondern die von Erfolg und Misserfolg.

Die Entscheidung zur Flugfortsetzung, anstelle zum nahegelegenen Flughafen ZAG auszuweichen, wurde auch durch den *Simulationsirrtum* begünstigt. Durch die intensive mentale Auseinandersetzung mit der Landung in VIE wird die Realisierung dieses Szenarios subjektiv wahrscheinlicher als ein weniger gründlich durchdachtes.

Mit dem bisher Dargestellten wird auch das Verhalten des Kommandanten erklärt, nachdem der Copilot ihn um 1059 Uhr zweimal aufmerksam gemacht hatte, dass die Treibstoffmenge bereits den für die Deklaration des Notfalls festgelegten Wert unterschritten hatte. Anstelle dieser

Sicherheitsvorschrift zu entsprechen, wies der Kommandant den Copiloten an, damit noch etwas abzuwarten.

Aus den Funksprüchen mit mehreren Flugverkehrskontrollstellen ab 1043 Uhr ist abzuleiten, dass die Arbeitsbelastung für die Piloten weiter angestiegen war. Sie setzten Anstrengungen, um die sich abzeichnende Treibstoffknappheit unter Kontrolle zu bekommen. Es wurde mit separaten ACCs koordiniert, um die kürzeste Flugstrecke genehmigt zu erhalten. Obgleich noch unter Kontrolle der ZAG ACC, verständigten sie die angrenzende VIE ACC von der Notwendigkeit von verkürzten Flugstrecken und einer vorrangigen Landung („no. 1 to land“). Weil die Ursache des technischen Problems der ATC bis dahin noch nicht mitgeteilt worden war, waren zusätzliche Funkgespräche die Folge. Außerdem evaluierte die Besatzung die Optionen einer Landung in GRZ. Sie stellte jedoch fest, dass die Borddokumentation keine Anflugkarte für den von ihr gewünschten ILS Landeanflug auf die Landebahn 35 beinhaltete.

#### 2.2.4.3 Abschnitt: Fortsetzung des Fluges nach Ansprechen der Treibstoffmangel-Warnung (fuel low level warning)

Zur intensiven Arbeitbelastung kam um 1101 Uhr schlagartig eine Bedrohung durch das Ansprechen der Treibstoffmangel-Warnung (fuel low level warning) hinzu. Beides zusammen begründet einen hohen emotionalen Stressfaktor. 6 Minuten später erklärte der Kommandant die Notlage wegen Treibstoffmangels. Sein Zusatz, dass das Flugzeug sicher in VIE landen würde, widerspiegelt seinen Wunsch, die Dramatik der Lage zu entschärfen, jedoch nicht eine gründliche Überlegung. Gegenüber dem Copiloten drückte er seine Verwunderung über den ab ZAG unerwartet hohen Treibstoffverbrauch aus.

Die Erklärung der Notlage erfolgte deutlich zu spät, war aber für den Flugverlauf nicht von Bedeutung. Einzig die Freigabe zur Einleitung des Sinkfluges wäre möglicherweise von der Flugsicherung bei zeitgerechter Kenntnis der Situation anders erteilt worden, es war der Besatzung aber unbenommen, die frühe Sinkflugfreigabe zurückzuweisen. Die Anwendung des optimierten Sinkflugverfahrens mit ausgefahrenem Fahrwerk konnte wegen der fehlenden Aufnahme der Tabelle 2.18.40 in die Unternehmungsunterlagen nicht erfolgen. Theoretisch wäre der Flug unter Beibehaltung der Reiseflughöhe bis ca. 50 NM vor der Piste ohne Triebwerksausfall zu Ende zu führen gewesen, tatsächlich wurde der Sinkflug 144 NM vor der Piste 34 eingeleitet.

Aus dem CVR geht hervor, dass 2 Minuten später, um 1109 Uhr, der Copilot vorschlug, doch in GRZ zu landen. Die rasche Ablehnung des Vorschlags durch den Kommandanten konnte allerdings nicht das Ergebnis einer gründlichen Analyse gewesen sein. Es ist plausibler, dass die Reaktion eine charakteristische Folge des hohen Stress war; ein Zustand, in dem die Klarstellung von Zweideutigkeiten vermieden wird.

Anstelle die Kabinenbesatzung von der Notsituation zu informieren und sie auf eine allfällige Notlandung vorzubereiten, begründete der Kommandant um 1110 Uhr einer Flugbegleiterin, warum es besser wäre, den Flug nach VIE fortzusetzen, als bei einem Anflug auf GRZ „wild“ herumzufliegen. Diese Wortwahl reflektiert seine subjektive Einschätzung des *internen* und *externen Risikos*. Das *interne Risiko* erklärt sich aus der Angst vor dem Unbekannten, welches u.a. in der fehlenden Kenntnis von GRZ, der nicht verfügbaren Anflugkarte, der unbekanntenen Verkehrslage begründet war. Dem gegenüber stand das bekannte, somit vom ihm überblickbare und daher als kontrollierbar eingestufte, *externe Risiko*, der Landung in VIE. Der Entschluss des Kommandanten

das *externe Risiko* dem *internen Risiko* vorzuziehen, entspricht der menschlichen Denkweise unter emotionaler Belastung.

Um 1110 Uhr äußerte der Kommandant offen und erstmalig auch seine Skepsis hinsichtlich einer erfolgreichen Landung und um 1112 Uhr räumte er auch ein, dass ihn die Umstände verblüffen. Als danach der Copilot aussprach, dass er zur Überzeugung gelang sei, dass das FMS den höheren Luftwiderstand doch nicht berücksichtigt, schlug sich die dadurch ausgelöste zusätzliche Überraschung und Belastung des Kommandanten in seiner Sprache nieder.

Die nachfolgende Auswertung der CVR Aufzeichnung lässt erkennen, dass die Führungskompetenz des Kommandanten ab diesem Zeitpunkt nachließ:

- Die FORDEC Prinzipien wurden nicht mehr angewandt.
- Als von ATC um 1113 Uhr angefragt wurde, welche Assistenz gewünscht würde, beschränkte er sich auf den Wunsch nach einem Direktanflug. Offensichtlich wollte er den Ernst der Lage nicht akzeptieren, welche die Anforderung von Notdiensten bedurft hätte.
- Anstelle einer prägnanten Kommandosprache wird ein Sprachmodus angewandt, aus dem ableitbar ist, dass die Bedrohung möglichst lange herabgespielt werden soll.
- Es erfolgte keine umfassende Anflugsbesprechung (approach briefing), welche zusätzlich auch die Maßnahmen der Notlandung beinhalten hätte sollen.
- Die abnormal checklist für den Ausfall beider Triebwerke wurde weder verlangt, noch durchgeführt. Dadurch wurde das „land recovery system“ nicht aktiviert und in weiterer Konsequenz konnten die Landeklappen und Vorflügel nicht aktiviert und auf die erforderliche Position ausgefahren werden.
- Es fehlten vorbereitende Maßnahmen für eine Notlandung bis 4 Minuten vor dem Aufsetzen.
- Es fehlten vorbereitende Maßnahmen für den kompletten Triebwerksausfall nach der Landung, welche in der Anforderung eines Schleppfahrzeuges und der Bereitstellung von Transportmittel für die Passagiere bestanden hätte.
- Um 1122 Uhr plante der Kommandant eine Landung ohne Landeklappen, aber um 1128 Uhr erging die Anweisung an den Copiloten die Landeklappen später auszufahren. Beide Konfigurationen hätten weiterer Überlegungen und einer akkordierten Entscheidung bedurft, weil ein Anflug ohne Landeklappen im Widerspruch zum Verfahren für „both engine flame out“ stand, andererseits das Ausfahren der Landeklappen die Aktivierung des „land recovery systems“ erfordert hätte.
- Um 1128 Uhr und nur 4 Minuten vor der Notlandung und nachdem beide Triebwerke bereits ausgefallen waren, erging an die Passagiere ohne vorherige Information über eine mögliche oder tatsächlich bevorstehende Notlandung, das Kommando die Position für die Notlandung einzunehmen.
- Noch während der Evakuierung führte der Kommandant mittels seines Mobiltelefons ein Telefonat mit dem Luftfahrtunternehmen in Deutschland.

Aus den Interviews und dem CVR wird evident, dass der Copilot dem Kommandanten passende Vorschläge erbrachte, welche eine Notlandung hätten abwenden können. Der Copilot antizipierte die bevorstehenden Flugphasen, machte auf die Möglichkeit von falschen ILS Sendekeulen aufmerksam, rief die verfügbare Landedistanz aus und versuchte mit suggestiver Fragestellung zu beeinflussen. Er las deutlich die Prüflisten und wickelte die ATC-Kommunikation nach der Standard-Phraseologie ab. Als beide Triebwerk ausfielen, setzte er automatisch einen „Mayday“ Ruf ab, nannte die Art des Notfalls, forderte in Eigeninitiative die Feuerwehr und medizinische Hilfe an. Kurz vor dem Aufsetzen zur Notlandung ordnete er über die Kabinenlautsprecher „brace for impact“ an, und informierte den Kommandanten im Ausschweben über Terraincharakteristika und Hindernisse

im Aufsetzbereich. Nach der Notlandung holte er vom Kontrollturm Auskunft ein, ob Anzeichen von Feuer zu erkennen wären und informierte den Kommandanten, dass keine Flammen auf der rechten Seite des Flugzeuges wahrzunehmen waren. Er setzte auch die Initiative zum Überprüfen der Kabinensituation.

#### 2.2.4.4 Treibstoffkontrollen, Verbrauchstrends, Wahrnehmung

Der allgemeine Begriff Treibstoffkontrolle kann bedeuten:

- Treibstoffkontrolle nach den Richtlinien des Operations Manual 08.03.07 Seite 1 (siehe 1.17.2.1.4)
- Treibstoffkontrolle entsprechend der Prüfliste für den Reiseflug (cruise checklist)
- Treibstoffkontrolle unter Verwendung des FMS
- Treibstoffkontrolle nach anderen Berechnungsmethoden
- Treibstoffkontrolle unter Beachtung des Verbrauchstrends
- Treibstoffkontrolle durch Flugdienstberatung (flight dispatch)

Mehrfach wurde vom Kommandanten betont, dass die Cockpitbesatzung wiederholt Treibstoffkontrollen (fuel checks) durchgeführt hatte. Es erscheint hier von essentieller Bedeutung, wie diese Kontrollen durchgeführt wurden.

Treibstoffkontrolle nach den Flugbetriebshandbuch (Operations Manual)

Der Copilot führte die vorgeschriebene Treibstoffüberwachung unter Verwendung des Flugplanes (operational flight plan) über dem Wegpunkt YNN durch. Das Ergebnis ist auf dem Flugplan festgehalten und konnte auf zwei Arten der Überwachung dienen: a) zur Feststellung einer Abweichung von der Vorberechnung und/oder b) zur Kalkulation und Dokumentation der Überwachung nach den Erfordernissen der Prüfliste für den Reiseflug (cruise check list).

Ein Verfahren für die Kontrolle, ob der vorhandene Treibstoff für die Flugdurchführung ausreicht, ist nicht festgelegt. Die effizienteste und genaueste Methode ist üblicherweise das FMS.

Die „Feststellung der Treibstoffmenge am Zielflugplatz“ („Determine the expected fuel remaining on arrival at the destination“) wurde exklusiv mit dem FMS durchgeführt.

Treibstoffkontrolle nach der Prüfliste für den Reiseflug (cruise check list)

Die vom Copiloten durchgeführte Treibstoffkontrolle entsprach der Prüfliste für den Reiseflug und besteht darin,

- A) den tatsächlichen Treibstoffverbrauch dem vorausgerechneten gegenüberzustellen und
- B) zu kontrollieren, dass die Summe gebildet aus vorhandenem Treibstoff und verbrauchtem Treibstoff der Treibstoffmenge vor dem Abflug entspricht.

Die Kontrolle nach A) hatte den Piloten an diesem Wegpunkt einen Mehrverbrauch von 2,9 t, das sind 60 %, ausgewiesen. Es gibt keine Anhaltspunkte, wie die Besatzung diesen Mehrverbrauch interpretierte. Solange sie sich auf die Prognosen des FMS verließ, welches zu diesem Zeitpunkt einen Treibstoffüberschuss von ca. 3057 kg angezeigt haben dürfte, sah sie keine Veranlassung zur Besorgnis.

Die Kontrolle nach B) ist geeignet, eine Leckage der Treibstofftanks zu erkennen, jedoch nicht die Reichweite eines Flugzeugs zu überprüfen.

#### Treibstoffkontrollen mit anderen Methoden

Eine Kontrolle unter der Verwendung von Tabellen war nicht möglich, weil sie schlichtweg nicht existieren.

Eine Kontrolle mittels Taschenrechner oder selbst eine grobe Überschlagsrechnung unter Beachtung des aktuellen Treibstoffdurchflusses wäre die einzig verbleibende Möglichkeit für die Berechnung des Treibstoffbedarfs. Wenngleich diese das ungenaueste Verfahren darstellt und damit die von der Crew angestrebte Optimierung des Zielflugplatzes nicht zu erreichen war, hätte diese Kontrolle ihr eine realistische Einschätzung der Treibstoffsituation gebracht.

#### 1. Treibstoff-Trendanalysen

Eine Trendanalyse kann von einer erfahrenen Besatzung für Prognosen herangezogen werden. Zur Verfügung standen

- a) Trend aus dem Treibstoffverbrauch versus Vorausberechnung am Flugplan
- b) Trend aus der verfügbaren Treibstoffmenge (fuel on board, FOB)
- c) Trend aus der verbleibenden Treibstoffmenge nach der Landung, EFOB, gewonnen vom FMS.

Zu a und b) Eine Gegenüberstellung mit den vorausberechneten Werten am Flugplan war für eine Trendanalyse wenig geeignet; ein Mehrverbrauch wurde von den Piloten erwartet, aber auch, dass diesem durch den 36 Minuten dauernden Steigflug mit schwerem Flugzeug, ein Treibstoff sparender Sinkflug mit leichtem Flugzeug gegenüberstand. Wesentlich für die Piloten war nicht die verfügbare Treibstoffmenge, sondern wie diese optimal eingesetzt werden konnte. Dabei wurde dem EFOB wegen seinem Prognosewert der Vorrang eingeräumt.

Zu c) Die Interpretation der Werte unterliegen dem Wahrnehmungsphänomen der *Unterschiedsschwelle*: Erst die kombinierte grafische Darstellung der angezeigten Treibstoffanzeige (fuel quantity on indicators, bzw. Fuel On Board, FOB) und der voraussichtlichen Treibstoffmenge in VIE, EFOB, lässt erkennen, dass der Gradient des EFOB weniger steil ausfällt, als der Gradient des FOB. Das Nichterkennen eines bedrohlichen Trends aus dem EFOB kann durch die *Unterschiedsschwelle* erklärt werden, welche überschritten werden muss, um wahrgenommen zu werden.

Der Treibstofftrend unterlag zusätzlich einem „*Maskierungseffekt*“. Der Flug erhielt mehrere Freigaben für eine kürzere Flugstrecke als geplant. Jede dieser Streckenverkürzungen resultierte in einem geringeren Gesamtverbrauch und führte zu einer zufriedenstellenden EFOB Anzeige am FMS. Ein Treibstoff-Mehrverbrauchstrend war daher nicht zu entnehmen, weil jede Verkürzung eine neue Berechnung zu Folge hatte. Mindestens bis 1050 Uhr konnten daher die Piloten daraus folgern, dass der negative Trend nicht die erforderlichen Treibstoffreserven tangieren würde.

*Maskierungseffekt* und *Unterschiedsschwelle* erklärt die nachträgliche Vermutung des Kapitäns, dass ein plötzlicher Treibstoffverlust während des Sinkfluges aufgetreten war. Nicht nur, dass im Sinkflug keine Streckenverkürzung eine Treibstoffeinsparung mehr ermöglicht hatte und somit der EFOB rascher abnahm als zuvor, auch die Relationen des Treibstoffbedarfs zur verfügbaren Menge hatten zum Flugende hin deutlich zugenommen.

#### Treibstoffkontrolle durch Flugdienstberatung (flight dispatch)

Eine solche Treibstoffkontrolle ist vorgesehen (siehe 1.17.1.3.2), wurde jedoch nicht durchgeführt. Es besteht die hohe Wahrscheinlichkeit, dass die Diskrepanzen in der Dokumentation, als auch im Verbrauch aufgedeckt worden wären.

Die ACARS-Meldung "... in case of problems with fuel calc to MUC div to VIE..." wurde vom Copiloten als Bestätigung für die bordseitig getroffenen Entscheidungen angesehen.

#### 2.2.4.5 Kognition und Emotion im Kontext

Bisher wurden isolierte Flugabschnitte einer Analyse unterzogen. Dieses Kapitel soll Einblick in die Zusammenhänge und die Dynamik der Abläufe aus dem ganzheitlichen Blickwinkel vermitteln.

Die Problemlösung und Entscheidungsfindung setzt ein realitätsnahes Situationsbewusstsein voraus. Dieses war bereits durch Vorläufer beeinträchtigt. Die Integration aller wahrgenommenen Informationen und deren Auswertung erfolgt durch den Vergleich mit Erfahrungswerten (pattern-matching) und führt zu Schlüssen für die weitere Informationssuche zur Problemlösung. Diese Prozesse waren bei diesem Flug mehrfach gestört, weil bereits die Situationsanalyse durch die FMS EFOB Problematik fehlerhaft war und mangels Ausbildung, Dokumentation, Systemkenntnis, Erfahrung zu falschen Schlüssen führte. Daraus resultierten auch Planungsfehler, und die Piloten wurden von Ereignissen überrascht, anstelle sie zu antizipieren („being ahead of the plane“). Diese Überraschungen lösten eine ungewöhnliche hohe, vermutlich bisher nicht bekannte emotionale Belastung aus, welche zunehmend die strukturierte Arbeitsweise und erlernte Arbeitsdisziplin beeinträchtigte.

Die *Als ob-Heuristik* (As if heuristic) besteht im Phänomen, die im Flugtraining erlernte Methodik der Aufgabenlösung (*Methodizismus*) auf die aktuelle Flugsituation zu übertragen, als ob die gleichen Voraussetzungen gegeben wären.

Der *Attraktions-Bias* (salient bias) führte dazu, dass die Cockpitbesatzung sich mit dem hervorstechendsten Problem, nämlich eine Erklärung für den Treibstoffschwund zu finden beschäftigte, anstelle sich der Lösung dieses Problems und der zu erwartenden Folgeerscheinung zuzuwenden.

Die *Verfügbarkeits-Heuristik* (Availability heuristic) verleitete sie dazu, auf die bekannten Methoden der Treibstoffberechnung zurückgreifen und immer häufiger anzuwenden, anstelle auf andere zu wechseln. Die Verfügbarkeitsheuristik folgt dem Prinzip „falsch, aber wirksam“ (wrong but strong).

Der *Bestätigungs-Bias* (confirmation bias) führt dazu, dass sich die Daten- und Lösungssuche auf die Bestätigung der bisherigen Annahmen konzentriert.

Der *Aufmerksamkeitszuordnungs-Bias* (attention allocation bias) tritt bei hoher emotionaler Belastung (Stress) auf und führte dazu, dass die Reihenfolge strukturierter Arbeitsabläufe (prioritization) verworfen und der Bedrohung geopfert werden.

Der *Tunneleffekt* (tunneling of attention) bewirkt im kognitiven Bereich die Fokussierung auf das Problem unter Stress und verhindert die Beachtung alternativer Varianten und erklärt die Entscheidungen des Kommandanten ab 1101 Uhr.

*Aufgabeneeliminierung* (task shedding) liegt vor, wenn durch hohe Belastung ganze Handlungsketten ausgelassen werden - Auslassen diverser Checklisten oder Elemente der Anflugsbesprechung - oder durch triviale, nebensächliche ersetzt werden (Telefonat vor abgeschlossener Evakuierung).

#### 2.2.4.6 Einstellungen (attitudes) und Entscheidungsfindung

Von den fünf bekannten Einstellungen, welche in Flugunfällen beobachtet werden, sind die zwei häufigsten auch in diesem Unfall wirksam geworden:

##### Unverletzbarkeit (Invulnerability)

Diese Einstellung resultiert in der übersteigerten Überzeugung (overconfidence), eine ausgezeichnete Prognose- und Kontrollfähigkeit (internal locus of control) zu besitzen. Dadurch fühlt man sich besser gegen Schaden gefeit. Die Einstellung führte typischerweise dazu, dass die laut Betriebshandbuch erforderlichen Maßnahmen nicht gesetzt oder verzögert wurden und auch die Bewältigung des *externen Risikos* dem *internen Risiko* vorgezogen worden war (siehe auch 2.2.4.3).

##### Impulsivität

Durch die impulsive Ablehnung des Vorschlags nach GRZ auszuweichen, vermied der Kommandant sich in einer emotional belastenden Situation mit widersprechenden Argumenten auseinanderzusetzen.

#### 2.2.4.7 Arbeitslast, Stress und Fehler

Häufig führen Arbeitsüberlastung und Stress zu Fehlern. Im konkreten Unfallgeschehen dürfte die Umkehrung, nämlich das Erkennen eines gravierenden Fehlers durch den Hinweis des Copiloten, den extremen (sic) Stress beim Kommandanten bewirkt haben.

Die Stresszunahme des Kommandanten wird aus der Sprachauswertung evident:

Symptome der Regression, Stottern und unvollständige Sätze, Äußerungen von Hoffnung und Angst und Anthropomorphismus sind im Zeitraum 1110 und 1131 Uhr nachweisbar.

### 2.3 Flugverfahren / technische Dokumentation

- Weder in der Hersteller- noch in der Betreiberdokumentation ist der Hinweis enthalten, dass die Durchführung eines Fluges mit ausgefahrenem Fahrwerk bei der niedrigsten wählbaren Geschwindigkeit ( $v_{LS}$ ) zur größten Reichweite führt. Die Besatzung führte den Flug etwa mit  $v_{LE}$  durch.
- Weder die Hersteller- noch die Betreiberdokumentation beinhaltet in den Tabellen für den Betrieb mit ausgefahrenem Fahrwerk die tatsächlich von der Besatzung gewählte Reiseflughöhe FL310, die Herstellerangaben reichen bis FL270, die Betreiberangaben bis FL 250. Die Tabellen für den Steigflug enden bei FL 290 bzw. FL 270. Die Tabelle für den Sinkflug beginnt beim Hersteller bei FL 290, beim Betreiber fehlt sie gänzlich.
- Das im AOM, Seite 12-50-01, dargestellte Schema impliziert eine Berücksichtigung des Treibstoffverbrauches durch das FMS. Gleiches gilt für die Herstellerdokumentation.
- Der Begriff „Vertical Mode“ wird im AOM III, 21-40-01, angesprochen, eine Definition oder Erklärung war in der Dokumentation nicht auffindbar.

## 2.4 Fahrwerksversagen

Die technische Untersuchung am rechten Hauptfahrwerk ergab, dass beim letzten Zusammenbau des Betätigungszyinders ein Sicherungsring nicht im Eingriff mit der Kolbenstange war und sich die damit zu sichernde Mutter deshalb nach ca. 2000 Landungen so weit gelockert hatte, dass sie die Arbeitslänge um ca. 10 mm verlängert hatte. Dies führte dazu, dass das Fahrwerk nicht mehr gänzlich in die obere Verriegelungsposition eingefahren werden konnte.

## 2.5 Evakuierung

Das Schadensbild führte zu einer Endlage des Luftfahrzeuges, die die Öffnung der Ausstiege und die Nutzung der Notrutschen, nicht zuletzt wegen der Steilheit, erschwerte. Hinzu kam die Unbrauchbarkeit einer Rutsche über der beschädigten Tragfläche durch Fremdschäden sowie die allgemeine Beeinträchtigung durch den Wind von vorne rechts mit etwa 13 bis 17 kt. Lediglich die beiden hinteren Ausstiege funktionierten einwandfrei.

# 3. Schlussfolgerungen

## 3.1 Befunde

- Das Luftfahrzeug war ordnungsgemäß zugelassen; ein gültiges Lufttüchtigkeitszeugnis war ausgestellt.
- Die Besatzung war im Besitz der zur Durchführung des Fluges erforderlichen Berechtigungen; diese waren am Unfalltag gültig.
- Es ergaben sich keine Hinweise auf Müdigkeit oder medizinische Defizite bei der Besatzung, die zum Unfallgeschehen beigetragen hätten.
- Das Flugwetter hat nicht in unvorhersehbarer Weise zum Ereignis beigetragen.
- Die Luftfahrzeugmasse und der Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Das Luftfahrzeug wurde nach den geltenden Wartungsvorschriften instandgehalten.
- Im rechten Fahrwerksbetätigungszyinder war eine Verschraubung nicht gesichert und hatte sich gelöst. Die vergrößerte Arbeitslänge verhinderte das Einfahren des Fahrwerksbeines.
- Das Anzeigesystem, insbesondere Kraftstoffmenge, funktionierte einwandfrei.
- Die vorgesehenen Überprüfungen der an Bord befindlichen Treibstoffmengen wurden durch die Besatzung nicht im vorgesehenen Umfang durchgeführt.
- Die Treibstoffplanung wurde ausschließlich mittels FMS (Flight Management System) durchgeführt, eine Alternativrechnung wurde trotz der offensichtlichen Unbrauchbarkeit des betrieblichen Flugplanes nicht gemacht.
- Die im Qualitätssicherungshandbuch vorgesehene Unterstützung der Besatzung durch die Flugdienstberatung des Unternehmens wurde in bezug auf Unterstützung zur sicheren Durchführung des Fluges nach einem technischen Problem und deshalb erforderlicher Planung von Ausweichmaßnahmen und Treibstoffneuberechnung nicht durchgeführt.
- In der Prüfliste des Unternehmens fehlte der Punkt, der die Besatzung angewiesen hätte, den Treibstoffverbrauch gemäß dem Verfahren nach AOM, Kapitel 21 (Treibstofftabellen für „special operations“) zu berechnen. Die Prüfliste des Luftfahrzeugherstellers enthielt diesen Punkt, war aber (noch) nicht beim Unternehmen eingearbeitet worden.



- Die Unterlage zum Verfahren „Special Operations, Flight with gear down“ des Herstellers lässt den beim Kapitän entstandenen Eindruck, dass es für Flugvorbereitung gedacht wäre, aufgrund ihres Aufbaus, der Schwerpunktsetzung und nicht zuletzt aufgrund des Umstandes, dass
- Informationen nur bis zu bestimmten Grenzen (Steigflug FL 270, Reiseflug FL 250) vorhanden sind, verständlich erscheinen.
- Im Kapitel „Special Operations, Flight with gear down“ wird die Verwendung des “Vertical Mode of FMS” untersagt. Dieser Begriff wird in der vorgelegenen Dokumentation nicht weiter erläutert.
- Im Kapitel „Special Operations, Flight with gear down“ fehlt der Hinweis auf die Optimierung der Reichweite bei Verwendung der  $v_{LS}$ .
- Das Kapitel „Special Operations, Flight with gear down“ des Betreibers umfasste nicht die Tabelle für den Sinkflug, die im FCOM des Herstellers enthalten ist.
- Die Entscheidung, die Ausweichlandung in Wien durchzuführen, war durch die Anzeige des nach der Landung erwarteten Restkraftstoffs (EFOB=estimated fuel on board) am FMS begründet. Gelegentliche Direktflüge führten gegenüber der Planung immer wieder zu einer Verkürzung der Flugstrecke und dadurch zu einer Verringerung des Treibstoffbedarfes. Dies führte bis ca. 1028 Uhr zu einem nahezu unveränderten EFOB.
- Die Entscheidung zur Landung in ZAG hätte eigentlich zu dem Zeitpunkt fallen müssen, als der EFOB für VIE die erforderlichen 1,9 t unterschritt, spätestens aber als der aktuelle Treibstoffvorrat an Bord die für die Landung erforderliche Reserve zu unterschreiten drohte, zumal das Luftfahrzeug nahezu querab von ZAG war.
- Die im langen Endanflug zur Verfügung stehende Zeit wurde nicht für die Vorbereitung einer allfälligen Notlandung genützt, sodass die Aktivierung der Vorflügel, Landeklappen und Querruder nicht erfolgt ist.
- Ausfall der Triebwerke durch Kraftstoffmangel.

## 3.2 Ursachen

Fortsetzung eines Fluges mit einem Fahrwerkproblem bis zum Triebwerksausfall infolge Treibstoffmangels

Besatzung:

- Nichteinhaltung der Unternehmensvorschriften bezüglich Treibstoffreserven, hervorgerufen durch mehrere Humanfaktoren, wobei extreme Arbeitslast und Stress die wesentlichsten Faktoren dargestellt haben (loss of situational awareness).
- Ausschließliche Ermittlung der Treibstoffreserven mit dem FMS, das aufgrund seiner Systemcharakteristik den Mehrverbrauch nicht berücksichtigte.
- Fehlende Entwicklung von Alternativstrategien zur Eindämmung des Treibstoffproblems.
- Nichtbeachtung einer von den Flugzeugsystemen generierten Kraftstoffwarnung (fuel low level warning) und Entscheidung zur Fortsetzung des Fluges zum Zielflughafen Wien, obwohl sich das Flugzeug in unmittelbarer Nähe des Flughafens Zagreb befand.

Hersteller:

- Unzureichende und irreführende Dokumentation (Schema FMS, Flughöhe, Begriffe) für diesen speziellen Fall, insbesondere in Bezug auf die Beschränkung des FMS.

Luftfahrtunternehmen:

- Unzureichende Dokumentation im Punkt „abnormal landing gear up indication“ der abnormal checklist.
- Fehlende Überprüfung des Treibstoffbedarfs durch die Flugdienstberatung.

Dazu beigetragen haben:

- Fehlende oder nicht adäquate Präventivmaßnahmen seitens Hersteller, Zulassungsbehörde und Luftfahrtunternehmen bezüglich der bisherigen Publikationen von ICAO und EU DG VII zu Problemen, welche mit der Einführung von Flugzeugen, die mit modernen Technologien ausgestattet sind, aufgetreten und aufgezeigt worden waren.
- Anthropotechnische Konstruktionsdefizite, welche eine Fehlinterpretation der FMS EFOB Anzeige begünstigen.

## 4. Sicherheitsempfehlungen

Luftfahrzeugehersteller

- Trotz des Umstandes, dass das Verfahren des Zusammenbaus des Betätigungszylinders im Component Maintenance Manual (CMM) ausführlich beschrieben ist, sollte in diesen Anweisungen ein Hinweis auf den korrekten Eingriff der Sicherung in der Kolbenstange enthalten sein.
- Verbesserung der FMS EFOB oder ECAM Anzeigen, um den anthropotechnischen Anforderungen besser zu entsprechen.
- Bereitstellung der erforderlichen Treibstofftabellen und/oder Berechnungsalgorithmen für den gesamten Einsatzbereich (Computerprogramme).
- Klarstellung und übersichtlichere Gestaltung des Kapitels 21 mit Relevanz zum Flug mit ausgefahrenem Fahrwerk, um Widersprüchlichkeiten und Fehlinterpretationen zu vermeiden.
- Überprüfung der Auslegung der Notrutschen in bezug auf Windverträglichkeit und ungewöhnliche Flugzeuglagen.

Betreiber

- Erweiterung des LOFT mit Treibstoffszenerarien, welche die Betriebsgrenzen des FMS beinhalten und strategische Entscheidungen der Cockpitbesatzung unter Anwendung anderer Berechnungsmethoden erfordern zur Vermeidung der Ausprägung von *Methodizismen*.
- Anwendung der im Annex 6 und auch im Quality Manual vorgesehenen Unterstützung von Cockpitbesatzungen durch den Flugdienstberater.
- Vervollständigung der Prüfliste für „Landing gear unsafe indication“ um den vom Hersteller publizierten Punkt: „fuel consumption determine“.
- Fortlaufende Überprüfung der Vollständigkeit der Borddokumentation hinsichtlich der verfügbaren Anflugverfahren.
- Schulung des operationellen Personals nach dem von ICAO im Human Factors Digest Nr. 3 empfohlenen Human Factors Limitation Curriculum im Ausmaß von 35 Stunden.
- Verbesserung des CRM Trainings hinsichtlich Durchsetzungsmögen, Kommunikation, Akzeptanz, Kritik, Feedback, sowie der Indikatoren für den Verlust des Situationsüberblicks und deren Gegenstrategien.
- Aufzeigen der Grenzen des FORDEC Prinzips (z.B. im Falle des *Maskierungseffekts* der Faktenerhebung).
- Berücksichtigung abnormaler Flugzeugkonfiguration bei der Berechnung der „final reserve“.

Betreiber und Hersteller

- Verbesserung der Dokumentation, Schulung und Training hinsichtlich der Funktionsweisen und Betriebsgrenzen des FMS.

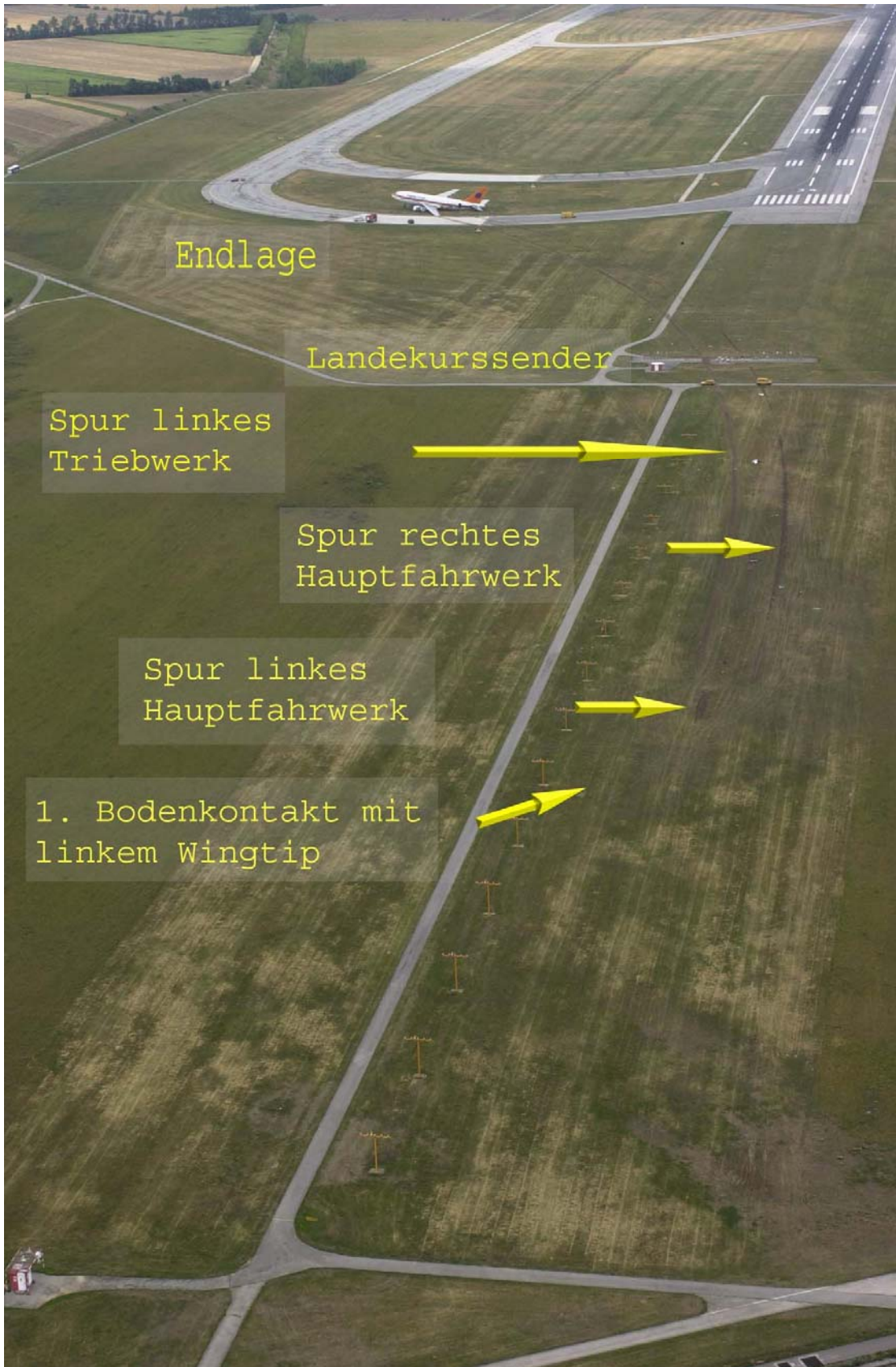
Wien, am 21. März 2006

Der Untersuchungsleiter:

Günther Raicher



Endlage



Aufsetzzone

Vor Abschluss des Untersuchungsberichtes wurde gemäß § 10 Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz 1999 dem Halter des Luftfahrzeuges, dem Hersteller des Luftfahrzeuges und seiner Teile, der Flugbesatzung, den für die Zivilluftfahrt zuständigen Behörden sowie den Beobachtern nach § 5 leg.cit. Gelegenheit gegeben, sich zu den für den Unfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Anhörungsverfahren). Zu diesem Zweck wurde der Entwurf des Untersuchungsberichtes versendet.

Innerhalb der festgesetzten Frist sind Stellungnahmen des Copiloten, des Halter- bzw. Betreiberstaates und des Herstellerstaates des Luftfahrzeuges eingegangen, welche vollinhaltlich im Untersuchungsbericht berücksichtigt sind, sowie Stellungnahmen des Halters bzw. Betreibers des Luftfahrzeuges und des Herstellers des Luftfahrzeuges, welche teilweise im Untersuchungsbericht berücksichtigt sind und dem Untersuchungsbericht beigefügt sind.

#### Stellungnahme des Herstellers des Luftfahrzeuges:

<p><i>TO</i> Mr. Günther Raicher <i>COMPANY</i> BMVIT – FUS Postfach 3000 Lohnergasse 9, 1210 Wien</p> <p><i>YOUR REFERENCE</i> GZ.BMVIT-85.007/0002-FUS/2004 <i>COPY</i> Ivan-David Nicolas <i>COMPANY</i> Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</p> <p>Yannick Malinge - Vice President Flight Safety Jean Daney - Director of Flight Safety <i>COMPANY</i> Airbus</p>	<p><i>FROM</i> Albert Urdiroz <i>LOCATION / DEPARTMENT</i> B01 4141 / EI <i>DATE</i> 12 January 2005 <i>PHONE</i> +33(0)562110120 <i>E-MAIL</i> albert.urdiroz@airbus.com <i>OUR REFERENCE</i> 420.007/05</p>
--	---

**Subject: Comments to the accident investigation draft report of Airbus A310 D-AHLB in Vienna on the 12th of July 2000**

Dear Mr. Raicher,

Airbus appreciates the efforts made to issue this report that details the event experienced on 12th of July/00 with Airbus A310 registered D-AHLB and thanks you for offering us the opportunity to comment it. However we are concerned that the report, as it is, may be misleading on the design objective and actual operation of the FMS, and may minimize the importance of inconsistency of the airline operating manual (AOM) with the manufacturer one (FCOM).

- 1. The report erroneously suggests that FMS failed to provide accurate fuel predictions with gear down.**

Indeed, the FMS design objective never intended to provide fuel consumption predictions when flying with landing gear down. This is why FCOM 2.18.40 (Special Operations, Flight With Gear Down and Landing Gear Doors Closed, 1. General) indicates "**Vertical mode of FMS must not be used.**"

- 2. The report erroneously suggests that the manufacturer did not provide information to properly predict fuel consumption with gear down.**

Indeed the manufacturer FCOM and QRH was providing and still provides relevant information as follows:

- **FCOM 2.05.32 and QRH 10.03** (Abnormal Procedures, L/G Unsafe Indication)

**1.1.1.1.1.1.1.1** *"FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40).....DETERMINE"*

**1.1.1.1.1.1.1.2** *"Flight with landing gear extended has a significant effect on fuel consumption and climb gradient (refer to ch 2.18.40 – SPECIAL OPERATIONS)"*

- **FCOM 2.18.40** (Special Operations, Flight With Gear Down and Landing Gear Doors Closed, 1. General)  
**"Vertical mode of FMS must not be used."** Fuel predictions are part of the vertical mode of the FMS.  
**"It is necessary to take into account the increased drag to determine [...] fuel consumption."**

**3. Attributing design deficiencies to automation system for objectives that were not assigned to such automation must be made with extreme care.**

Indeed automation cannot be the answer to all issues. This is why safety has always been (and will remain) a global issue that requires 3 basic elements:

- Design;
- Training;
- Compliance to published procedure.

In the particular case of this event, considering that an FMS could perform fuel prediction with gear down raise a certain number of issues to ensure that it will not lead to other drawback. This is why FCOM and QRH have to be used for abnormal situation which cannot be easily covered by automation.

**4. In addition, the report minimizes the importance of the key element that is the absence of the instruction "FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40).....DETERMINE" in the AOM dealing with abnormal procedures, L/G unsafe indication.**

It is important to remind that the crew did not use the manufacturer documentation but the airline one. **Had the crew had access to the manufacturer documentation (FCOM, QRH), he would have been instructed, as soon as referring to FCOM 2.05.35, to determine fuel consumption with FCOM 2.18.40, to not use the vertical mode of the FMS, that includes fuel prediction, and to take into account the increased drag to determine fuel consumption.** Using the airline AOM, they were not.

**5. The report minimizes the fact that safe alternatives were available but rejected.**

One must not forget the basic airmanship principle. Indeed, the analysis of the event clearly indicates that the crew got several opportunities, and envisaged them, to divert safely to closer airports. In such circumstances where the crew is having doubts about the fuel consumption and doubt on FOB as suggested with the reference about "phantom fuel", it is surprising that the crew insisted to reach Vienna rather than securing with safe alternate identified by the crew.

We believe that these points must be clearly indicated in the report to depict the facts as they were. We develop them and make some suggestions in the following pages 3 to 30.

In order to be in a position to comment the draft report, we have had it translated into English. The document translated is attached to this mail. If some comments are the result of a translation issue, please disregard them.

Should you like that we discuss our comments further, please do not hesitate to come back to me.

Best regards,

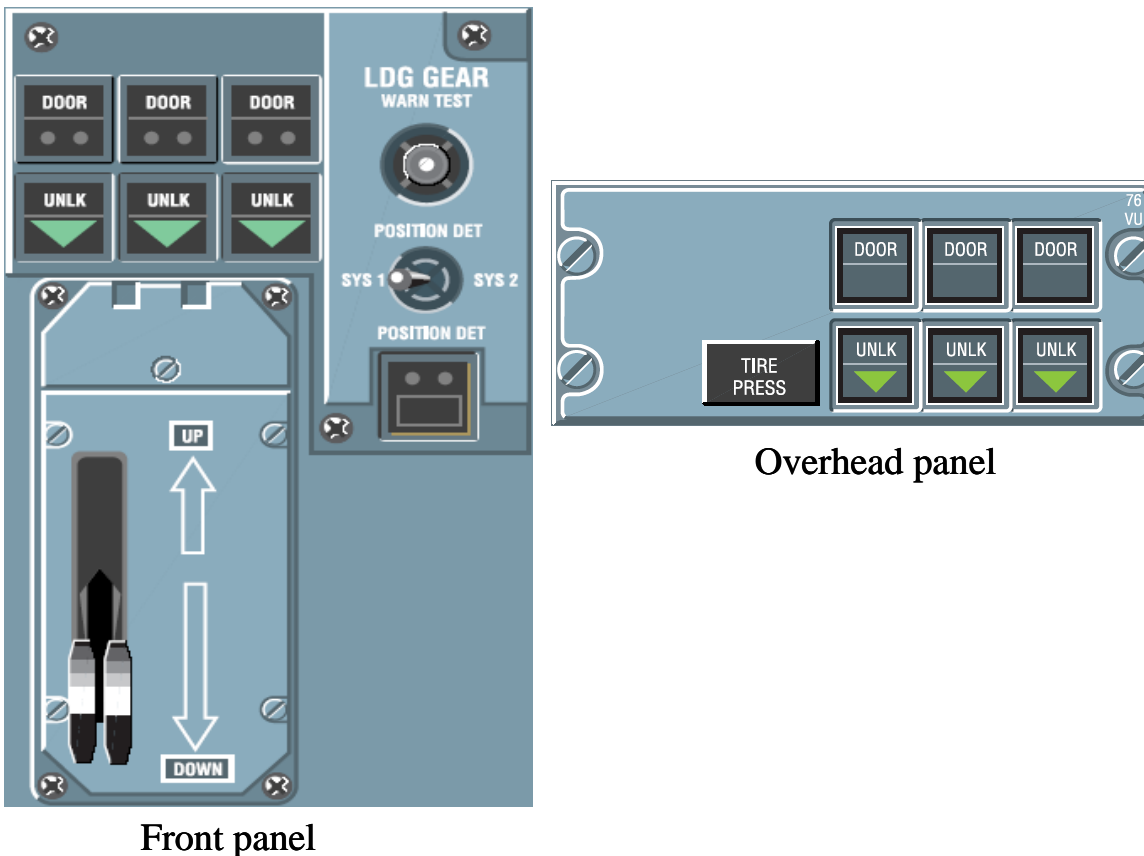
Albert URDIROZ  
 Flight Safety Manager

## 1.1 Flight progress

### 1.1.1.1.2 Page 3 lines 10 & 18

- During the main landing gear retraction procedure both the red “gear **unsafe**” light and the right-hand yellow “gear door open” light remained on.
- In the extended position all three green “gear down lights” signaled the correct extension state while in the retracted position the right-hand yellow “gear door open” and the red “gear **unsafe**” light continued to indicate incorrect retraction.

The report may indicate that there are 2 panels with LDG status indication, the front panel and the overhead one. Here is a picture illustrating these panels, to be inserted in the report at your discretion. Note that the indicator shows an unlock status (UNLK).



## 1.16 Further investigations

### 1.1.1.1.2.1.1 Page 16 line 22

The landing gear system was investigated to rule out the following possible causes:

- Incorrect display as a result of malfunctioning of the microswitch “landing gear retracted and locked”
- **The retraction process is interrupted since the 2 bogie beams are not correctly aligned (relay)**
- Contamination in the hydraulic system
- Malfunctioning or blocking of the RETRACTION ACTUATOR
- Malfunctioning of the SEQUENCE VALVE
- Malfunctioning of the VENT VALVE
- Malfunctioning of the L/G UPLOCK ASSEMBLY



The right logic for possible cause 2 is that **the retraction process is interrupted as a result of one of the 2 bogie beams not correctly aligned.**

1.1.1.1.2.1.2 Page 16 line 42

The bite check only showed malfunctions on the left-hand landing gear caused by the **failure.**

The word "failure" is misleading here. A wording like "the bite check only showed malfunctions on the left-hand landing gear caused by the **LH gear collapse on ground at landing and resulting electrical line damage**" would be more appropriate.

1.1.1.1.2.1.3 Page 17 line 21

After a visual check the length of the unit in the retracted and extended state was measured and compared with the nominal values.

Just as a clarification, it would be worth stating at this stage that **"the unit was out of tolerances."**

Dimension Lx (mm):

	Nominal	Measured value
L1 (piston rod extended)	1495.1 to 1499.7	1508.0
L2 (piston rod retracted)	1078.8 to 1084.6	1109.3

1.1.1.1.2.1.4 Figures

You may indicate that figures are copied from CMM 32-34-47 in order to provide access to the document should the reader want to have more details.

Figure 2

FIG. ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY
			1234567		
02			SET 1.....(RF)		RF
-001A	FF1710		SEE 323647-01 -420A FOR RHA		
-001B	FF1710AA		SEE 323647-01 -420B FOR RHA		RF
-010A	D52970		POST SB 470-32-540		
010B	D55884		SEE 323647-01 -420B FOR RHA	1A	1
			.GLAND.....	1B	1
020A	D52986		POST SB 470-32-540		
030A	D52954		.WASHER, LOCK.....		1
040A	D52958		.NUT, RETAINING.....		1
050A	D52955		.WASHER, LOCK.....		1
060A	D52957		.NUT, RETAINING.....		1
070A	D52953		.WASHER, LOCK.....		1
080A	7440MS952T		.PISTON.....		1
090A	7338PS952T		.SEAL ASSEMBLY.....V72902		1
			COMPLETE		
100A	MS28774-440		.SEAL ASSEMBLY.....V72902		1
			COMPLETE		
100B	MS27595-440		.RING, BACK-UP.....V96906		2
			SIZED BY MS27595-440 MADE BY 96906		
110A	NAG1611-440		.RING, BACK-UP.....V96906		2
			SIZED BY MS28774-440 MADE BY 96906		
120A	MS24665-210		.PACKING, PREFORMED.....V80209		1
130A	D55886		.PIN, CUTTER.....V96906	1B	2
140A	D55885		POST SB 470-32-540		
150A	7338PS952T		.NUT.....	1B	1
160A	C80-54001		POST SB 470-32-540		
			.SEALING.....	1B	1
			POST SB 470-32-540		
			.SEAL ASSEMBLY.....V72902		1
			COMPLETE		
			.RING, WIPER.....		1

-Item not illustrated

32-36-47 Page 1002-00 MAY 31/89

32-36-47 Page 1002-01 Jul 30/04

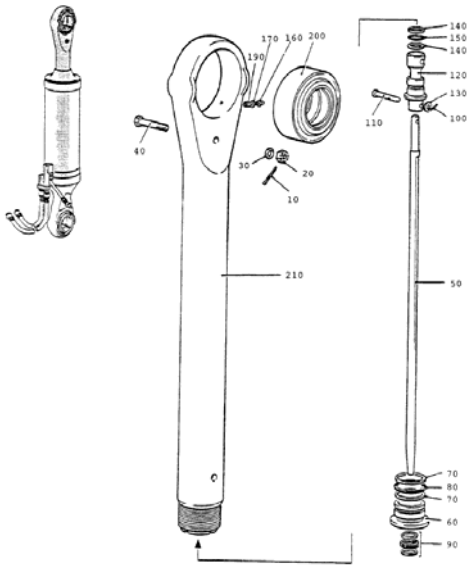


Figure 3

**32-36-47**

Page 1003-00  
 FEB 28/86

PARTS LIST					
FIG. ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY.
			1234567		
03	-001A FF1711		SET 2.....(NF) SEE J23847-01 -430A FOR NWA		RF
	010A MS24665-285		.PIN, COTTER.....V96906		1
	020A MS17826-6		.NUT, SELF-LOCKING.....V96906		1
	-030A AN960-616L		.WASHER.....V88044 SUPD BY NAS1149P0432P MADE BY 80205		1 R
	030B NAS1149P0432P		.WASHER.....V80205 SUPD AN960-616L MADE BY 88044		1 R
	040A AN8022		RESULT OF NEW IDENTIFICATION .BOLT.....V88044		1
	050A D58560		.ROD, DAMPING.....		1
	060A D52957		.GLAND.....		1
	-070A MS28774-326		.RING, BACK-UP.....V96906 SUPD BY H8791-1-326 MADE BY 81349		2 R
	070B H8791-1-326		.RING, BACK-UP.....V81349 SUPD MS28774-326 MADE BY 96906		2 R
	080A NAS1611-326		.PACKING, PREFORMED.....V80205		1
	090A 7214F8952T		.SNAG ASSEMBLY.....V72902		1
	100A MS24665-86		.PIN, COTTER.....V96906		1 R
	110A D52972		.PIN.....		1
	120A D52969-1		.NUT.....		1
	-130A AN960-616L		.WASHER.....V88044 SUPD BY NAS1149P0432P MADE BY 80205		1 R
	130B NAS1149P0432P		.WASHER.....V80205 SUPD AN960-616L MADE BY 88044		1 R
	-140A MS28774-211		RESULT OF NEW IDENTIFICATION .RING, BACK-UP.....V96906 SUPD BY H8791-1-211 MADE BY 81349		2 R
	140B H8791-1-211		.RING, BACK-UP.....V81349 SUPD MS28774-211 MADE BY 96906		2 R
	150A NAS1611-211		.PACKING, PREFORMED.....V80205		1

-Item not illustrated

**32-36-47**

Page 1003-01  
 Jul 30/04

PARTS LIST					
FIG. ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY.
			1234567		
-160A	MS15001-1		.FITTING, LUBRICATION...V96906 SUPD BY AS15001-1 MADE BY 81349		1 R
160B	AS15001-1		.FITTING, LUBRICATION...V81349 SUPD MS15001-1 MADE BY 96906		1 R
170A	282101		.WASHER.....		1
-180A	GA61788		.ROD, PISTON SUB-ASSEMBLY.....		1 R
-180B	GA63488		.ROD, PISTON SUB-ASSEMBLY..... FOOT CB 450-32-647		1 R
190A	C61855		.BUSH.....		1
-191A	C61855B		.BUSH.....		AR
200B	WQML702P5		.REPAIR ONLY BEARING ASSEMBLY.....V80222 SPHERICAL		1
-202A	00-200-1935R40		.BEARING ASSEMBLY SPHERICAL...		1 R
-203A	00-200-1935R60		.BEARING ASSEMBLY SPHERICAL...		1 R
-204A	00-200-1935R120		.BEARING ASSEMBLY SPHERICAL...		1 R
-205A	00-200-1935R160		.BEARING ASSEMBLY SPHERICAL...		1 R
210A	D58006		.ROD, PISTON.....(NF)		1 R

-Item not illustrated

**32-36-47**

Page 1003-02  
 Jul 30/04

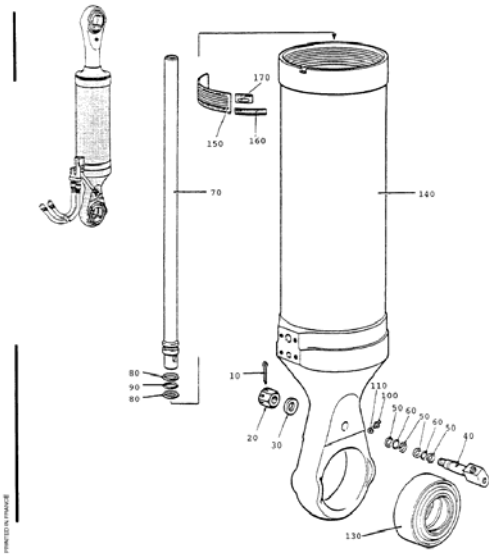


Figure 4

**32-36-47** Page 1004-00  
 MAY 31/89

PARTS LIST					
FIG. ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY.
			1234567		
04					
-001A	FF1712		SET 3.....(WF) SEE 323647-01-440A FOR SNA		RF
010A	MS24665-357		.PIN, CUTTER.....V96906		1
020A	MS17825-9		.NUT, SELF LOCKING.....V96906		1
030A	D52973		.WASHER.....		1
040A	D56543		.ADAPTER AND ICE PEG.....		1
-050A	MS28774-112		.RING, BACK-UP.....V96906 SUPEL BY M8791-1-112 MADE BY 81349		4 R
050B	M8791-1-112		.RING, BACK-UP.....V81349 SUPEL MS28774-112 MADE BY 96906		4 R
060A	MS1611-112		.PACKING, PREFORMED....V80205		2
070A	D53948-1		.CHAMBER, DAMPING.....		1
-080A	MS28774-213		.RING, BACK-UP.....V96906 SUPEL BY M8791-1-213 MADE BY 81349		2 R
080B	M8791-1-213		.RING, BACK-UP.....V81349 SUPEL MS28774-213 MADE BY 96906		2 R
090A	MS1611-213		.PACKING, PREFORMED....V80205		1
-100A	MS15001-1		.FITTING, LUBRICATION...V81343 SUPEL MS15001-1 MADE BY 96906		1 R
100B	AS15001-1		.FITTING, LUBRICATION...V81343 SUPEL MS15001-1 MADE BY 96906 RESULT OF NEW IDENTIFICATION		1 R
110A	282101		.WASHER.....		1
-120A	GA61775		.CYLINDER, SUB-ASSEMBLY.....		1
-120B	GA63489		.CYLINDER, SUB-ASSEMBLY.....		1 R
130B	WQMEC758P1		.BEARING ASSEMBLY.....VF0222 SPHERICAL		1
-132A	WQMEC758P1R120		.BEARING, ASSEMBLY.....VF0222 SPHERICAL		1 R
-133A	WQMEC758P1R160		.BEARING, ASSEMBLY.....VF0222 SPHERICAL		1 R
140A	D58005		.CYLINDER.....		1
-150A	D54052		.PLATE, NAME SUPEL BY D92505-2 MADE BY F0189		1 R
-160A	C58450-15		.PLATE, AMENDMENT..... SUPEL BY D92505-2 MADE BY F0189		1 R

-Item not illustrated

**32-36-47** Page 1004-01  
 Jul 30/04

PARTS LIST					
FIG. ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY.
			1234567		
160B	D92505-2		.PLATE, IDENTIFICATION SUPEL BY D54052 MADE BY F0189 AND SUPEL BY D92705-2 MADE BY F0189		1 R
-170A	C63559-4		.PLATE, INSTRUCTION..... SUPEL BY D92705-2 MADE BY F0189		1 R
170B	D92705-2		.PLATE, IDENTIFICATION SUPEL BY D92505-2 SUPEL C63559-4 MADE BY F0189		1 R

-Item not illustrated

**32-36-47** Page 1004-02  
 Jul 30/04

**1.17.1.2.3 Abnormal indication with retracted landing gear**

1.1.1.1.2.1.5 Page 22 line 15

*“Revenue flight is permitted with landing gear in down position and the landing gear doors closed providing icing conditions are not expected. Extended overwater flight (more than 50 NM from nearest shoreline is not allowed. **DFA** (if available) and vertical mode of FMS must not be used...”*

This is the 1<sup>st</sup> time these abbreviations are used in this report. DFA = Delayed Flap Approach. The fact that fuel prediction is part of the vertical mode of the FMS should be added.

**1.17.1.2.5 Checking the fuel supply**

1.1.1.1.2.1.6 Page 23 line 6

**FUEL CONSUMPTION.....MONITOR**

*Monitor fuel consumption by comparing fuel used with calculated burn off on **CFP** and X-check that Fuel on Board and Fuel Used is approximately the original Block Fuel.*


Same, CFP = Computerized Flight Plan.

**1.17.1.4 Documentation**

1.1.1.1.2.1.7 Page 24 line 7

*The sections of the aircraft manufacturer’s Flight Crew Operating Manual (FCOM) “Operating limits”, “Emergency procedures” and “Flight operations” and the “Abnormal and emergency procedures” check list were **approved** by the competent aviation authority of the French Republic.*

The wording is inadequate. Only the FM (flight Manual) is approved by the DGAC. You may use the explanation given in the "Foreword" paragraph of FCOM general information here copied.

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>GENERAL INFORMATION</b>		2.00.01	
	ORGANIZATION OF THE MANUAL		PAGE 1	
			REV 31	SEQ 001

**FOREWORD**


This manual is complementary to the approved Flight Manual. While every endeavour is made to ensure that the data contained herein and that in the Flight Manual are in agreement, in the event of disagreement the Flight Manual is the final authority.

- (1) Chapter title
- (2) Blank space
- (3) FCOM Volume/Chapter/Section number
- (4) Page number followed by L which indicates weights are given in pounds. If there is no indication, the page is valid for both pounds and tons.

1.1.1.1.2.1.8 Page 24 line 12

*The applicable special procedures for operation with extended landing gear (FCOM 2.18.40 and AOM 21.40.01) use the term “vertical mode”. The pilot did not draw an association between the significance of this term in connection with the fuel calculation and the operations manual and the contents of the check list. **No representative of the aircraft manufacturer was able to explain the abbreviation DFA (Delayed Flaps Approach)** which although it was not connected with the accident was likewise cited in this special procedure.*

We are surprised by this remark as DFA is clearly defined in FCOM as follows and also because we, as a manufacturer are able to explain it. We suggest deleting it.


 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>GENERAL INFORMATION</b>		1.00.05	
			PAGE 2	
	GLOSSARY OF STANDARD NOMENCLATURE		REV 34	SEQ 001

DECEL : Decelerate	FAC : Flight Augmentation Computer
DECR : Decrease	FAF : Final Approach Fix
DEF : Definition	FAIL : Failed, Failure
DELTA P : Differential Pressure	FAR : Federal Aviation Regulations
DES : Descent	FCC : Flight Control Computer
DEST : Destination	F/CTL : Flight Control
DET : Detection	FCPI : Flight Control Position Ind.
DEV : Deviation	FCU : Flight Control Unit, Fuel Control Unit
<b>DFA : Delayed Flap Approach</b>	FD : Flight Director
DFDR : Digital Flight Data Recorder	FDAU : Flight Data Acquisition Unit
	FDEP : Flight Data Entry Panel


1.1.1.1.2.1.9 Page 24 line 35

Although the captain was familiar with chapter 21 of the flight operations manual "Special ops-flights with landing gear down" he thought of it as part of the pre-flight planning. While the tables for climbing flight are restricted to FL 270, the tables for cruising flight only go up to FL 250."

FCOM tables cover an envelope up to FL270 and FL290 respectively.

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>SPECIAL OPERATIONS</b>		2.18.40	
	FLIGHT WITH GEAR DOWN AND		PAGE 3	
	LANDING GEAR DOORS CLOSED		REV 30	SEQ 120

CLIMB 2 ENGINES - 240 KT - GEAR DOWN										
MAX. CLIMB THRUST ECON. AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF	ISA CG=27.0%						FROM BRAKES RELEASE PT.			
	WEIGHT AT BRAKES RELEASE (1000KG)						TIME (MIN)	FUEL (KG)		
FL	100	105	110	115	120	125	130	135	TAS (KT)	
<b>290</b>	14 2525 72 302	16 2728 79 304	17 2947 86 305	18 3180 94 307	20 3444 102 308	22 3753 113 310				
<b>270</b>	12 2202 58 289	13 2364 62 290	14 2536 67 292	15 2714 73 293	16 2907 78 294	17 3120 85 295	19 3361 92 297	20 3634 101 298	22 3947 110 300	
<b>250</b>	10 1953 48 278	11 2090 51 279	12 2233 55 280	13 2379 59 281	13 2535 63 282	14 2702 68 283	15 2888 73 284	16 3091 78 285	18 3317 84 286	
<b>230</b>	9 1747 40 268	10 1865 43 269	10 1989 46 270	11 2113 49 271	11 2243 52 271	12 2382 55 272	13 2535 59 273	14 2700 63 274	15 2880 68 275	
<b>220</b>	8 1654 37 263	9 1766 39 264	9 1881 42 265	10 1996 45 266	11 2117 47 267	11 2244 51 267	12 2385 54 268	13 2536 58 269	14 2700 61 270	
<b>200</b>	7 1484 31 254	8 1582 33 255	8 1683 35 256	9 1782 37 257	9 1887 40 257	10 1995 42 258	10 2115 45 259	11 2244 48 259	12 2381 51 260	
<b>180</b>	6 1328 26 245	7 1415 28 246	7 1503 30 247	8 1590 31 248	8 1680 33 248	9 1774 35 249	9 1876 38 250	10 1987 40 250	10 2104 42 251	
<b>160</b>	6 1184 22 236	6 1260 23 237	6 1338 25 238	7 1413 26 239	7 1491 28 239	7 1572 30 240	8 1661 31 241	8 1756 33 241	9 1857 35 242	
<b>140</b>	5 1048 18 227	5 1115 20 228	5 1184 21 229	6 1249 22 230	6 1316 23 230	6 1385 25 231	7 1462 26 232	7 1544 28 232	8 1630 29 233	
<b>120</b>	4 919 15 218	4 978 16 219	5 1037 17 220	5 1093 18 220	5 1150 19 221	6 1210 20 222	6 1275 22 222	6 1346 23 223	6 1419 24 224	
<b>100</b>	4 794 13 207	4 845 13 209	4 896 14 210	4 943 15 210	4 992 16 211	5 1041 17 212	5 1097 18 212	5 1157 19 213	5 1219 20 214	
<b>50</b>	2 493 6 171	2 525 7 172	2 556 7 173	3 583 7 174	3 610 8 175	3 638 8 176	3 670 9 176	3 706 9 177	3 743 10 178	
<b>15</b>	1 279 2 110	1 298 2 111	1 315 3 111	1 328 3 112	1 340 3 112	2 353 3 113	2 369 3 113	2 388 3 114	2 407 3 114	

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>SPECIAL OPERATIONS</b> FLIGHT WITH GEAR DOWN AND LANDING GEAR DOORS CLOSED		2.18.40	
			PAGE 4	
			REV 25	SEQ 050

CRUISE 2 ENGINES - 240 KT - GEAR DOWN											
MAX. CRUISE THRUST LIMITS ECON. AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF						ISA CG = 27.0%		EGT °C N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG		MACH IAS TAS	
WEIGHT (1000KG)	FL100	FL150	FL170	FL190	FL210	FL230	FL250	FL270			
<b>100</b>	595 .434 81.8 240 3209 277 43.2	612 .477 85.7 240 3169 296 47.2	620 .496 87.3 240 3164 308 48.7	629 .516 88.8 240 3154 318 50.4	641 .536 90.4 240 3143 328 52.2	654 .558 92.1 240 3159 339 53.6	668 .581 93.9 240 3181 350 54.9	683 .605 95.7 240 3208 361 56.3			
<b>105</b>	598 .434 82.1 240 3248 277 42.7	615 .477 86.0 240 3207 299 46.6	623 .496 87.6 240 3205 308 48.1	633 .516 89.2 240 3195 318 49.8	644 .536 90.8 240 3189 328 51.4	658 .558 92.5 240 3206 339 52.8	672 .581 94.3 240 3229 350 54.1	688 .605 96.1 240 3256 361 55.4			
<b>110</b>	601 .434 82.5 240 3289 277 42.2	619 .477 86.4 240 3246 299 46.0	626 .496 88.0 240 3247 308 47.5	636 .516 89.5 240 3237 318 49.1	648 .536 91.2 240 3236 328 50.7	662 .558 92.9 240 3253 339 52.0	676 .581 94.7 240 3277 350 53.3	692 .605 96.5 240 3308 361 54.6			
<b>115</b>	605 .434 82.9 240 3331 277 41.5	622 .477 86.8 240 3287 299 45.5	630 .496 88.3 240 3291 308 46.8	640 .516 89.9 240 3282 318 48.4	652 .536 91.6 240 3285 328 49.9	666 .558 93.3 240 3303 339 51.3	681 .581 95.1 240 3328 350 52.5	696 .605 97.0 240 3360 361 53.6			
<b>120</b>	608 .434 83.3 240 3375 277 41.1	625 .477 87.2 240 3330 299 45.2	633 .496 88.7 240 3336 308 46.2	644 .516 90.3 240 3327 318 47.8	656 .536 92.0 240 3336 328 49.2	670 .558 93.7 240 3356 339 50.4	686 .581 95.6 240 3384 350 51.6	702 .605 97.4 240 3432 361 52.6			
<b>125</b>	612 .434 83.7 240 3421 277 40.5	629 .477 87.5 240 3379 299 44.2	637 .496 89.1 240 3385 308 45.5	648 .516 90.7 240 3377 318 47.1	661 .536 92.4 240 3392 328 48.4	675 .558 94.2 240 3413 339 49.6	691 .581 96.1 240 3445 350 50.7	711 .605 98.0 240 3500 361 51.6			
<b>130</b>	615 .434 84.4 240 3468 277 40.0	633 .477 88.3 240 3432 296 43.6	641 .496 89.9 240 3438 308 44.8	652 .516 91.6 240 3433 318 46.3	666 .536 93.4 240 3451 328 47.5	680 .558 95.2 240 3473 339 48.7	697 .581 97.1 240 3508 350 49.8	718 .605 99.4 240 3578 361 50.4			
<b>135</b>	618 .434 84.8 240 3516 277 39.4	637 .477 88.3 240 3487 299 42.9	645 .496 89.9 240 3493 308 44.1	657 .516 91.6 240 3495 318 45.5	671 .536 93.4 240 3514 328 46.7	686 .558 95.2 240 3540 339 47.8	703 .581 97.1 240 3578 350 48.8	726 .605 99.4 240 3659 361 49.3			
<b>140</b>	622 .434 84.8 240 3569 277 38.9	641 .477 88.7 240 3545 299 42.2	650 .496 90.4 240 3551 308 43.4	662 .516 92.1 240 3559 318 44.7	676 .536 93.9 240 3578 328 45.8	691 .558 95.7 240 3608 339 46.9	710 .581 97.7 240 3656 350 47.8	735 .605 100.2 240 3745 361 48.2			


04 P.05 A310-304-01 CFB-80C2A2 12101000E5KZ70 0 018590 0 0 1 1 0 .0 .0 0 01240.000 .000 .000 0 FCOM-B0-02-18-40-004-050

Per 10°C above ISA subtract 0.2 NM/t to specific range.

1.1.1.1.1.2.1.10 Page 24 line 38

There are no hints or information for the crew as regards calculating the fuel when the aircraft is operated at higher altitudes than those shown in the tables, especially as the manufacturer also only provided the corresponding tables up to FL 270 and FL 290 respectively. There was no table at all for descent with landing gear down.

This statement is not supported by facts. All pilots know the order of magnitude of fuel consumption in normal conditions. Typically, for an A310 at light weight (115 tons) flying at FL310, about 3500 kg/hour on both engines as indicated in the following FCOM extract:

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>FLIGHT PLANNING</b> TABULATED CALCULATION IN CRUISE QUICK CHECK TABLE		2.17.30	
			PAGE 13	
			REV 25	SEQ 080

IN CRUISE QUICK CHECK FROM ANY MOMENT IN CRUISE TO LANDING											
REF. INITIAL WEIGHT = 115000 KG ECONOMIC AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF						ISA CG = 27.0 %		FUEL CONSUMED (KG)			
AIR		FLIGHT LEVEL							CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
DIST. (NM)	290	310	330	350	370	390	410	FL290 FL310	FL330 FL350	FL370 FL390	FL410
<b>200</b>	1731 0.36	1634 0.36	1552 0.36	1485 0.36	1435 0.36	1406 0.36	1408 0.36		2	5	7
<b>220</b>	1930 0.38	1823 0.38	1732 0.38	1659 0.39	1606 0.39	1579 0.39	1592 0.39	1	3	6	10
<b>240</b>	2130 0.41	2012 0.41	1912 0.41	1833 0.41	1778 0.41	1753 0.41	1775 0.41	1	4	8	12
<b>260</b>	2329 0.43	2200 0.43	2092 0.44	2006 0.44	1948 0.44	1926 0.44	1958 0.44	2	4	10	14
<b>280</b>	2528 0.46	2388 0.46	2271 0.46	2180 0.46	2119 0.47	2098 0.47	2140 0.47	3	5	11	17
<b>300</b>	2728 0.48	2577 0.49	2451 0.49	2353 0.49	2289 0.49	2270 0.49	2322 0.49	3	6	13	19
<b>320</b>	2927 0.51	2765 0.51	2630 0.51	2526 0.52	2459 0.52	2442 0.52	2503 0.52	4	7	14	21
<b>340</b>	3126 0.54	2953 0.54	2809 0.54	2698 0.54	2629 0.55	2614 0.55	2684 0.55	4	8	16	23
<b>360</b>	3325 0.56	3141 0.56	2988 0.57	2871 0.57	2799 0.57	2785 0.57	2865 0.57	5	9	18	26
<b>380</b>	3523 0.59	3326 0.59	3167 0.59	3043 1.00	2968 1.00	2956 1.00	3045 1.00	5	10	19	28
<b>400</b>	3722 1.01	3516 1.02	3345 1.02	3215 1.02	3138 1.02	3127 1.02	3224 1.02	6	11	21	30

Table in FCOM 2.18.40 indicates about a doubled consumption of 3366 per engine at FL270, so about 6800 kg/hours for both engines. This clearly shows an over consumption in the range of twice the normal consumption.

### 1.17.6 Unexpected situations due to automation

1.1.1.1.1.2.1.11 Page 26 line 39

*The remedies for this that were offered by the airline were reports, the temporary introduction of a different system and explicit announcements on the occurrence of such phenomena. In the event of inexplicable cases during flight pilots were instructed to set the FMS to basic mode and as a last resort to restart by pulling the fuse.*

This paragraph is misleading and may be misunderstood as a statement that the FMS failed to provide accurate fuel predictions with gear down whereas it is not designed for. In addition, there are no indications that the crew tried to reset the FMS. There is a need to clarify and to repeat that the FMS operated as per design since it is not designed to predict fuel when flying with landing gear down.

#### 1.18.2.1 Precursors in organizations: Manufacturers, aviation authorities, airlines

The title of this chapter is misleading. There were no precursors of such events experienced with any aircraft of the Airbus fleet.

1.1.1.1.1.2.1.12 Page 28 line 25

*The ICAO and EU DG VII have drawn attention in technical publications to problems that have occurred since the introduction of automated systems in modern aircraft (ICAO Circular 234-AN/142, ECOTTRIS "European Collaboration of Transition Training Research for Improved Safety"). The anthropotechnical weak points recognizable in 1.17 and further described in 1.18 should be known to the organizations from these publications.*

This wording implies that the 3 of manufacturer, aviation authority, airline are not familiar or aware of the content of this circular. This is certainly wrong.

At no stage, either here or in chapter 1.17, there are any concrete explanations of the topics that are developed in the mentioned document and of their possible relationship with the investigated facts. This chapter deserves clarification.

#### 1.18.2.1.1 FMS design principle

As an introduction to the FMS principle, it should be clearly stated that the FMS design objective never intended to provide fuel consumption predictions when flying with landing gear down.

1.1.1.1.1.2.1.13 Page 28 line 25

*The A310 FMS **assists the crew with its strategic decision making** by means of process-oriented information processing and is essentially designed according to the principle of offering the pilot a complete navigational overview including the applicable operating modes and possible warnings.*

This wording is rather excessive. We suggest sampling the information that is provided in our manuals, either AMM or FCOM. It gives a rather detailed description of the system and of its use.

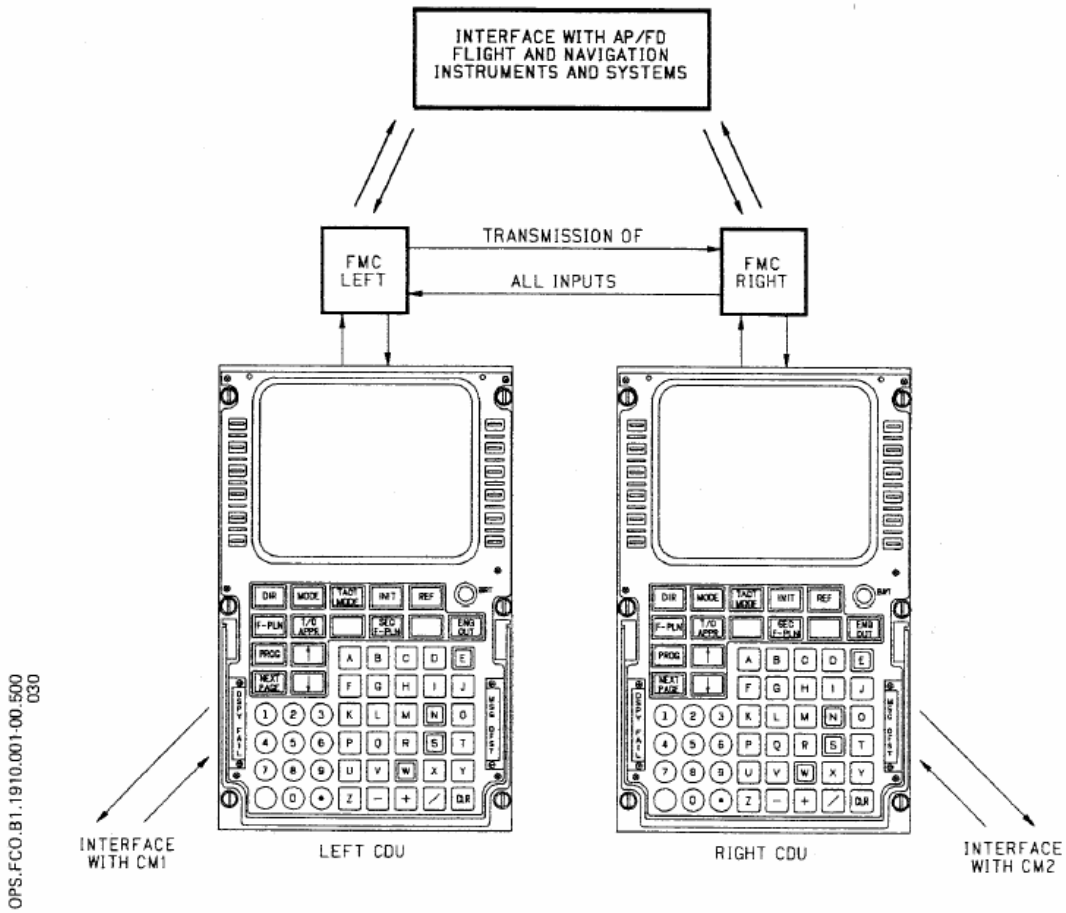
 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>« SPERRY » FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM</b>		1.19.10	
	OVERVIEW		PAGE 1	
	SYSTEM ARCHITECTURE		REV 19	SEQ 030

**1 – SYSTEM ARCHITECTURE**


The FMS consists of :

- Two FLIGHT MANAGEMENT COMPUTERS (FMC)
- Two CONTROL DISPLAY UNITS (CDU). One for each pilot.

Each FMC works independently but each input entered through a CDU is transmitted to both FMC's.





 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>« SPERRY » FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM</b>	1.19.10	
	OVERVIEW	PAGE 5	
	FMC INTERNAL ORGANIZATION – DATA BASE CONTENTS	REV 19	SEQ 030

**4 – FMC INTERNAL ORGANIZATION**

The FMC can be *roughly* divided in two parts :

- The computing part which contains the ENGINE MODEL and the AERODYNAMIC MODEL and which is used for all the performance, navigation and flight planning computations (included A/C position determination).

This part of the computer is not accessible to the airline and cannot be updated.

- The DATA BASE which contains all the NAVIGATION data (routes, airports, SIDS, STARS, terminal area procedures, nav aids and waypoints) proper to each airline.

This part of the computer is accessible to the airline (through a DATA LOADER) in order to update it.

Updating of the DATA BASE is performed in a 28 days cycle with the DATA LOADER in about 5 min time for each FMC. The connectors are located on right rear panel in the cockpit.


**5 – DATA BASE (Also called NAV DATA BASE)**

Each FMC has a DATA BASE (used for all its computations) which contains several kinds of records. These are :

- VHF NAV AID records (VOR, VOR/DME, VOR TAC, DME, TACAN, ILS).  
Each NAVAID is defined by its IDENTIFIER (3 characters maximum) and its LATITUDE, LONGITUDE, FREQUENCY, magnetic VARIATION, CLASS (VOR,VOR/DME...etc) FIGURE OF MERIT (company defined), ELEVATION (for DME and ILS), BEARING referenced to magnetic north (for LOC), CATEGORY (for ILS : CAT 1, 2 or 3).
- WAYPOINT records  
Each waypoint is defined by its IDENTIFIER (5 characters maximum), LATITUDE and LONGITUDE, TYPE (en route, terminal or both terminal and en route).
- EN ROUTE AIRWAYS records  
Each airway is defined by its ROUTE IDENTIFIER (5 characters maximum), LIST OF AIRWAY FIXES (waypoints, nav aids or airports which the airway is made of).
- AIRPORT records  
Each airport is defined by its IDENTIFIER (four letter-ICAO), LATITUDE and LONGITUDE, ELEVATION, its associate ALTERNATE airport (optional)
- RUNWAY records  
Each runway is defined by its IDENTIFIER (airport identifier/number/left, right or center), LENGTH, RWY COURSE, threshold LATITUDE and LONGITUDE, threshold ELEVATION.
- AIRPORT PROCEDURE records  
Each procedure is defined by its airport ICAO IDENTIFIER, TYPE (SID, EOSID, STAR, ILS, RNAV), applicable RUNWAYS, PATH and TERMINATIONS.
- COMPANY ROUTE records  
Each ROUTE is defined by its IDENTIFIER (10 characters maxi), ORIGIN AIRPORT, DESTINATION AIRPORT, VIA CODE (SID, AIRWAY, DIRECT, STAR, PROFILE DESCENT, APPROACH), CRUISE altitude (optional), COST INDEX (optional).

All these data are proper to each company (depending on the routes operated by the company) and cover only a defined geographic area.

In addition to this DATA BASE, the crew can create and manually insert in the FMC 20 NAVAIDS and 20 WAYPOINTS (or AIRPORTS). These points can be anywhere around the world.

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>« SPERRY » FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM</b>		1.19.10
	OVERVIEW		PAGE 2
	SUMMARY OF FMS FUNCTIONS		REV 23

**2 – SUMMARY OF FMS FUNCTIONS AND OPERATIONS**

The purpose of the Flight Management System is to provide a complete automation of all the flight management tasks which can be performed on ground and in flight :

- Route construction with an alternate route and a go-around
- Flight planning and predictions
- Navigation and performance management
- Lateral and vertical guidance through AP / FD and ATS
- Engine out procedures and guidance
- Reclearance and training with a secondary Flight-Plan

In order to manage flight with the FMS, several functions are available to the crew. Each function may be performed on the CDU with the keyboard and a specific display called a PAGE.

The summary of these functions follows : (see « FMS USE » in PROCEDURES and TECHNIQUES in FCOM Vol 2)

**2.1 ON GROUND (PREFLIGHT PHASE)**

**A – INITIALIZATION AND FLIGHT-PLAN DEFINITION**

- Defining a Flight-Plan (F-PLN) on INIT page A by giving the Company Route Number  
The FMS extracts all the F-PLN data from the DATABASE.  
The F-PLN may be then displayed on the ND PLAN or MAP mode.  
The F-PLN may be also defined waypoints by waypoints.
- An alternate airport is automatically proposed but may be changed.
- An alternate route may be selected on RTE SEL page.
- Aligning the IRS's on INIT page A  
The departure coordinates are sent to the IRS's.
- Entering one weight among ZFW, TOGW on INIT page B
- Entering also BLOCK fuel to get flight planning computation on ground before engine start if needed.
- Entering Temperature (TEMP) and WIND forecasts at waypoints (WPT) on INIT page B or VERT REV page B (vertical revisions)

**B – F-PLN LATERAL AND VERTICAL REVISIONS**

If the F-PLN extracted from the DATA-BASE with the CO RTE number doesn't match exactly the F-PLN to be flown, it can be revised :

- LATERAL REVISIONS on LAT REV pages  
The following lateral elements may be changed or inserted :
  - RWY / SID (Runway / Standard Instrument Departure)
  - WPTs (Waypoints) : insertion, deletion
  - AIRWAYS
  - HOLDING
  - PROC T (Procedure Turn)
  - RWY / STAR (Standard Terminal Arrival Route)
  - NEW DESTINATION

- VERTICAL REVISIONS on VERT REV pages
  - Constraints at WPT : Time, Altitude, Speed / Mach
  - Temperature and wind forecasts at WPT
  - Step climb or descent with estimated savings or losses.

**C – DISPLAY OF FLIGHT-PLANNING**

Once the initialization is completed the whole F-PLN and Fuel predictions are displayed after engine start or before if the BLOCK fuel has been entered :

- F-PLN pages A and B
  - waypoints and vertical occurrences (Speed limit, Top of Climb, Step point if any, top of descent, intercept point)
  - times
  - distances
  - speeds
  - altitudes
- INIT page B
  - OPT FL (optimum flight level)
  - MAX FL
  - TRIP FUEL / TIME
  - RTE RSV (Route Reserves)
  - ALTN FUEL / TIME (Alternate)
  - FINAL FUEL / TIME (Holding at alternate)
  - EXTRA FUEL / TIME

- FUEL PREDICTIONS page
  - EFOB (estimated fuel on board at destination)
  - RTE RSV
  - FINAL / TIME
  - EXTRA / TIME


**D – TAKE / OFF DATA on TAKE OFF PAGE**

- V1, VR entry on CDU
- V2 from FCU
- F, S, O calculation and display if the BLOCK fuel has been entered.
- Thrust reduction and acceleration altitudes, with or without ENGINE OUT. They are defaulted but may be lowered if possible.

**E – SECONDARY F-PLN DEFINITION**

A second F-PLN may be defined in a similar way on the SEC INDEX page for two purposes :

- Reclearance procedure :  
If it is not possible to carry the trip fuel and the legal reserves to go to destination (airport A), refuelling at an enroute airport B is necessary. The primary flight plan will be built with airport B as destination. Besides, a secondary flight plan with airport A as destination and without refuelling at airport B will be built. If during flight, legal fuel computation allows to continue to airport A without refuelling at B the secondary flight plan may be activated thus becoming the primary flight plan.
- Training (circuit patterns) :  
The primary F-PLN is automatically erased at the end of the flight but it is possible to use the SEC F-PLN to fly a circular F-PLN without re-initialization.

 <b>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</b>	<b>« SPERRY » FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM</b>		1.19.50	
	INTERFACES		PAGE 14	
	7 – FUEL SENSORS		REV 19	SEQ 030

**7. INTERFACE WITH FUEL FLOW AND FUEL QUANTITY SENSORS**

This interface allows the FMC to calculate the FOB (Fuel on Board). The FMC uses at the same time the information coming from FUEL FLOW (FF) sensors and FUEL QUANTITY (FQ) sensor to elaborate a more precise FOB value.

The FOB is displayed on 2 CDU pages :

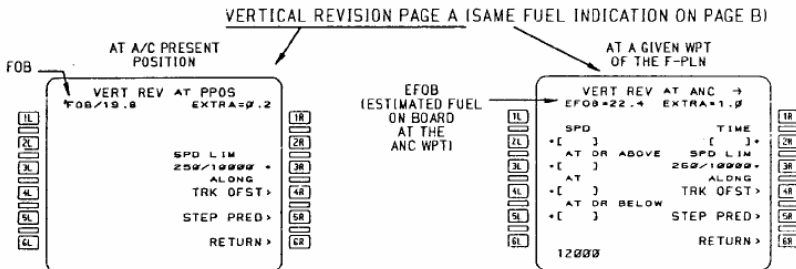
- The VERTICAL REVISION PAGE (A and B).
- The FUEL PREDICTION page (accessed from the PROGRESS page).

*Note : When a sensor (FF or FQ) has failed, it is automatically deselected.*

*If a FF sensor has failed, the FMS will calculate the FOB with FQ sensor.*

*If the FQ sensor has failed, the FMS will calculate the FOB with FF sensors provided a fuel quantity information is available when the failure occurs. If not, a FOB value has to be inserted.*

*If the failure is not detected by the FMS, it is possible, through « FUEL PREDICTION » page to manually deselect either of these sensors. See « FUEL PREDICTION » page in chapter.*



OPS.FCO.B1.1950.014-00.500  
100  
030

**FUEL PREDICTION PAGE**

FUEL PREDICTION		
AT	GHT	EFOB
LGAT	1255	12.2
LGTH	1315	5.2
GW	FOB	
110.4	23.25/FF+FQ	
RTE REV%		
1.1/5.0%		
FINAL/TIME	TEMP/TROPO	
3.0/0030	-34/34000	
EXTRA/TIME	CRZ WIND	
9.0/0010	000/000	

FF+FQ: FUEL FLOW AND FUEL QUANTITY SENSORS ARE USED

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>« SPERRY » FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM</b>		1.19.40
	CDU PAGES OPERATIONAL DESCRIPTION		PAGE 41
	7 – PROGRESS PAGES		REV 23

**7.1 FUEL PREDICTION PAGE**

**PURPOSE :**

- Displays FUEL AND TIME INFORMATION pertaining to the active F-PLN for flight crew reference.
- Allows to CHANGE FUEL PARAMETERS.

**ACCESS :**

By pressing « FUEL PRED » LS key on PROGRESS page. Automatically displayed instead of INIT B page at engine start.

**FUEL AND TIME PARAMETERS DISPLAY :**

- DESTINATION and ALTERNATE : here LGAT and LGTS. They cannot be changed on this page.
- TIME PREDICTIONS at destination. When A/C is airborne the field title is GMT. If A/C is on ground the title is TIME and predictions are durations.
- EXPECTED FUEL ON BOARD (EFOB) at destination and alternate.
- GW if changed, in line 3L will change ZFW only if FOB is calculated.  $GW = ZFW + FOB$ . If no COST INDEX has been defined, no predictions are provided.
- FOB (Fuel on Board) in line 3R. FOB and sensors (Fuel Flow and Fuel Quantity) used for FOB calculation are displayed.  
 One of the sensors can be deselected. For example here to deselect FQ sensor the crew will WRITE/INSERT « /FF » in line 3R.  
 FOB can be re-initialized by WRITING/INSERTING a new value in line 3R (for example 25.5). Insertion of a new FOB deletes the FQ sensor for calculation.  
 If they are valid, FF and FQ sensors may be recovered after deselection by WRITING/INSERTING « /CLEAR » in line 3R.
- RTE RSV/%, FINAL/TIME, EXTRA/TIME these fields are identical to those on INIT B page. They may be changed.
- CG in 4R. Identical to CG on INIT page B. Can be changed by the crew but is displayed only during PREFLIGHT phase
- TEMP/TROPO in line 5R. Identical to the TEMP/TROPO on INIT page A. TEMP is displayed in climb phase only.
- CRZ WIND on line 6R. Identical to CRZ WIND on INIT page A. It is displayed in climb phase only.

OPS.FCO.B1.1940.041.00.1500  
030

FUEL PREDICTION		
AT	GMT	EFOB
LGAT	1235	12.2
LGTS		5.2
GW	FOB	
110.4	23.25/FF+FQ	
RTE RSV/%		CG
1.1/5.0		25.0
FINAL/TIME		TEMP/TROPO
10.2/0030		-34/36090
EXTRA/TIME		CRZ WIND
0.8/0010		000*/000



**AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

(4) Fuel management

(a) Fuel policy

Through program pins (max of 4), the FMS has the possibility to manage the airline fuel policy.

**TABLE 1**

Only basic value is announced for example :

AIRLINE	TAXI/KG	RTE RSV %	RTE RSV UPPER LIM/KG	RTE RSV LOWER LIMIT/KG	FINAL MIN
Basic (default value)	200	5	1200	500	30

(b) Fuel predictions and EXTRA computations

1 On the ground

Assuming a ZFW and BLOCK FUEL is entered by the pilot the basis of computation is the following :

$$\text{BLOCK FUEL} - (\text{TAXI} + \text{TRIP FUEL} + \text{RTE RSV} + \text{ALTN} + \text{FINAL}) = \text{EXTRA}$$

Note : RTE RSV and FINAL can be changed by the pilot on the INIT CDU page.

2 In flight

The basis of computation is the following for fuel prediction at P POS :

$$\text{FOB} - (\text{TRIP FUEL from P POS to DEST} + \text{RTE RSV from P POS to DEST} + \text{ALTN} + \text{FINAL}) = \text{EXTRA}$$

Note : RTE RSV and FINAL can be changed by the pilot on the FUEL CDU page.

The basis of computation is the following for fuel prediction at WPTs :

$$\text{EFOB (estimated fuel on board at WPT)} - (\text{TRIP FUEL from WPT to DEST} + \text{RTE RSV from WPT to DEST} + \text{ALTN} + \text{FINAL}) = \text{EXTRA}$$

Note : RTE RSV and FINAL can be changed by the pilot on the FUEL CDU page.

Fuel prediction during holding with manual termination (HM)

The basis of computation is the following :

$$(\text{TRIP FUEL from P POS to DEST} + \text{RTE RSV from P POS to DEST} + \text{ALTN} + \text{FINAL}) = \text{FUEL LIMIT}$$

Notes : (1) RTE RSV can be changed by the pilot on the Hold CDU page. ALTN can be deleted on the Hold CDU page and FUEL LIMIT changes accordingly.

(2) EXTRA is automatically converted into FUEL LIMIT. Other predictions along the remaining part of the flight plan are based on the aircraft leaving the holding at the next fix.

(c) Use of EXTRA data

During flight the decreasing route reserve not used is converted to EXTRA fuel also :

- During normal flight

EXTRA FUEL may be more and more positive toward the destination

- For reclearance

R EFFECTIVITY: ALL  
HLF

**34-63-00**

Page 12  
Jun 01/90

Printed in France

After engine start, predictions computed by the FMS are based on current Fuel On Board (FOB). FOB is computed from both a fuel flow sensor (FF) and a fuel quantity sensor (FQ), which raw data is integrated and combined.

In flight, the FMS computes the Estimated FOB (EFOB) at destination by estimating the TRIP fuel, that is the amount of fuel to be burnt in order to fly the primary flight plan from current A/C position to the destination.

EFOB = FOB (FF, FQ) – TRIP (performance database)

TRIP computation is based:

- On the aircraft model performance that is implemented in the FMS;
- On the flight plan;
- And on the flight profile entered by the crew in the FMS at cockpit preparation and possibly updated during the flight.

The aircraft model performance assumes that the A/C is in clean configuration, that is to say has slats, flaps and gears fully retracted, for climb, cruise and descent phases.

The key points that ensure accurate FMS fuel prediction are:

- Actual A/C performance matching the theoretical aircraft model performance loaded in the FMS;
  - If lift enhancers (slats, flaps) or landing gear induce a higher air resistance, actual performance no longer matches the model.
- Wind data entered in the FMS is accurate.
- Cruise temperature entered in the FMS is accurate.
- Flight plan and flight profile are permanently updated.

1.1.1.1.1.2.1.14 Page 39 line 29

*The fuel calculation is corrected automatically if flight altitude and/or the selected flying speed is changed.*

*However, there is an **undocumented** exception in the fuel calculations if*

- *engine and/or wing de-icing are used*
- *a higher air resistance occurs outside the planned operating state due to lift enhancers (slats, flaps) or landing gear or*
- *an engine failure in conjunction with a stationary rotor occurs.*

The statement that there is an undocumented exception is wrong and not supported by facts. This is and was documented in the manufacturer operating manual as follows:

- **FCOM 2.18.40**, Special Operations, Flight With Gear Down and Landing Gear Doors Closed, 1. General  
**"Vertical mode of FMS must not be used."** Fuel predictions are part of the vertical mode of the FMS.  
**"It is necessary to take into account the increased drag to determine [...] fuel consumption."**

There are many examples of anomalies that would render the model inconsistent with the actual aircraft configuration. We suggest deleting the list of 3 possible causes in order not to let the reader understand that this is an exhaustive list. However we agree that higher air resistance is particularly of interest in this report. We thus suggest using our above explanation (The key points that ensure accurate FMS fuel prediction...), with slats, flaps and gears drag being mentioned in as a sub bullet to the model representativeness one.

### 1.18.2.1.3 Further precursors in documentation and training

Again the wording precursor is not appropriate.

## 2.1 Organisation

### Page 30 line 16

*ICAO and EU DG VII referred in publications to anthropotechnical deficiencies in connection with the introduction of modern technologies in aircraft. Because these deficiencies have been diagnosed in this air accident case it is concluded that no countermeasures had been taken in the form of elimination of the **deficiencies**, certification conditions or training, or that they were not effective. This situation can be regarded as the precursor of the air accident and accounted for the latent safety deficiency in the area of competence of the organizations*

*From the anthropotechnical viewpoint the **design principles of the FMS were conducive to misinterpretation of the EFOB and the loss of situational awareness by the pilot** and may explain his incorrect decision.*

These paragraphs unduly point at unjustified weaknesses of the FMS design principle by neglecting the importance of the absence of the instruction "**FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40).....DETERMINE**" in the AOM. Had this instruction been included in the AOM the crew was using, direct information to the FCOM 2.18.40, Special Operations, Flight with Gear down and landing gear doors closed, 1. General, stating that "**Vertical mode of FMS must not be used**" and that "**It is necessary to take into account the increased drag to determine [...] fuel consumption.**"

*Section 1.17.6 addressed the question of **unexpected situations due to automation when operating the FMS. This is a well-known phenomenon everywhere**, even outside the airline concerned, and is not explained either in the operations manual or by the airline or manufacturer. The solutions offered were inadequate because they did not create system transparency.*

This paragraph is misleading and may be misunderstood not only as a statement that the FMS failed to provide accurate fuel predictions with gear down, but also as an information that the FMS is known to be unreliable. The FMS operated as per design since it is not designed to predict fuel when flying with landing gear down and its reliability is supported by a wide experience in service.

### 2.2.4.1 Period: Occurrence of the technical problem up to detection of the fuel shortage

#### Page 33 line 31

*The pilots recognized a negative trend in the EFOB and discussed it, taking into account an A310 Operations Manual Bulletin published on 1 August 1995 which dealt with the subject of **phantom fuel**. They did not carry out a more thorough analysis because they were already under considerable work pressure and because they **trusted** the FMS and the fuel consumption check carried out over YNN.*

This paragraph may be misunderstood as a questioning of the FMS reliability and its functioning. This deserves clarification in that "they inopportunistly trusted the FMS in flight conditions when the manufacturer instructed that the vertical mode must not be used".

When referring to phantom fuel, it should be added that FOB indications were accurate, so that phantom fuel was not relevant to the situation, unless the reader may erroneously conclude that crew was trapped by optimistic indication of FOB.

#### 1.1.1.1.2.2 Same extract with a connection to page 5 line 22 (paragraph 1.1)

*Both pilots stated that apart from checking the fuel volume at 09:57 which was based on a comparison of the fuel consumed and the fuel still on board they carried out their repeated checks using only the FMS. Requested direct flights were regularly authorized by Air Traffic Control. After each such direct flight the FMS indicated an improvement in the fuel situation. In trying to find an explanation for this **the crew discussed the phenomenon of phantom fuel quantities**.*

One must not forget the basic airmanship principle. Indeed, the analysis of the event clearly indicates that the crew got several opportunities, and envisaged them, to divert safely to closer airports. In such circumstances where the crew is having doubts about the fuel consumption and doubt on FOB as suggested with the reference about "phantom fuel", it is surprising that the crew insisted to reach Vienna rather than securing with safe alternate identified by the crew.

#### 2.2.4.6 Cognition and emotion in context

##### 1.1.1.1.1.3 Page 39 line 5

*These processes were interfered with repeatedly during this flight **because the situation analysis was already flawed due to the FMS EFOB problem** and resulted in false conclusions being drawn owing to lack of training, documentation, system knowledge and experience.*

The wording is misleading and again suggests that the FMS failed to provide accurate fuel predictions with gear down, whereas it is not designed for. There was no anomaly in the FMS fuel prediction computation. The extract in bold should be deleted.

Attributing failure to automation without recalling the automation design objective is misleading.

#### 2.4 Evacuation

##### Page 40 line 33

*Only the two rear exits functioned perfectly.*

This sentence is misleading, since the reader may understand that the system did not work as per design, whereas it did. We suggest stating that "all slides functioned perfectly but, because of the wind and unusual aircraft position, only the two rear exits could be used for evacuation."

#### 3.1 Findings

##### 1.1.1.1.1.3.1.1 Page 41 line 4

*A screw connection in the right-hand landing gear actuating cylinder was not secured and had worked loose. The increased operating length prevented the landing gear leg from retracting.*

You may repeat here that the unit was out of tolerance.

#### 3.2 Causes

This paragraph, with a list of items each of the actors would have **failed** to comply with is written in a rather prosecuting style, inconsistently with the footnote on the front page and with the spirit of annex 13.

Failure of the LH gear retraction actuator, which was the triggering event, is missing.

##### 1.1.1.1.1.3.1.2 Page 42 line 1

- *Fuel reserves checked exclusively by means of the FMS which in this case was unsuitable.*

The wording is misleading and again suggests that the FMS failed to provide accurate fuel predictions with gear down, whereas it is not designed for.

To be more accurate, we recommend modifying this contributing factor as follows:

- Inadequate and exclusive use of FMS predictions with landing gear down, contrarily to instructions given in manufacturer FCOM 2.18.40 not to use the vertical mode (Special Operations, Flight with Gear down and landing gear doors closed, 1. General).



## 1.1.1.1.3.1.3 Page 42 line 5

*Manufacturer:*

- *Inadequate and misleading documentation for this specific case, especially in relation to the limitation of the FMS.*

This item should be removed from the list of causes, and the qualification "inadequate and misleading" is excessive. Clear information was indeed provided in manufacturer's documentation as follows:

- **FCOM 2.05.32 and QRH 10.03** (Abnormal Procedures, L/G Unsafe Indication)

## 1.1.1.1.3.1.3.1 "FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40).....DETERMINE"

## 1.1.1.1.3.1.3.2 "Flight with landing gear extended has a significant effect on fuel consumption and climb gradient (refer to ch 2.18.40 – SPECIAL OPERATIONS)"

- **FCOM 2.18.40** (Special Operations, Flight With Gear Down and Landing Gear Doors Closed, 1. General)  
**"Vertical mode of FMS must not be used."** Fuel predictions are part of the vertical mode of the FMS.

## 1.1.1.1.3.1.3.3 "It is necessary to take into account the increased drag to determine [...] fuel consumption."

In addition, as noted page 25 line 30, the last mandatory item "FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40) ... DETERMINE" was omitted entirely from the operator's manual, which was the one referred to by the crew. Had the crew had access to the manufacturer documentation, adequate and clear instructions would have been available.

## 1.1.1.1.3.1.4 Page 42 line 17

*Other contributory factors included:*

- *Lack of or inadequate preventive measures on the part of manufacturer, certification authority and airline with regard to the existing publications of ICAO and EU DG VII relating to problems that have occurred and been reported since the introduction of aircraft equipped with modern technology.*
- *Anthropotechnical **design deficiencies** that are conducive to misinterpretation of the FMS EFOB.*

As mentioned above, this topic deserves clarification and unduly points at unjustified deficiencies of the FMS. Attributing design deficiencies to automation system for objectives that were not assigned to such automation must be made with extreme care.

We believe that the paragraph "causes" should be reviewed as follows:

"The accident was due to continuation of a flight up until engine failure as a result of fuel shortage resulting from an improper assessment of the fuel consumption when gear did not retract."

We also recommend that the following contributory factors be added or sharpened:

- Failure to recognize early enough the emergency situation and consequently in refusing alternative airports that were offering fuel margin.
- In airline AOM chapter 2.05.32 Abnormal Procedures, L/G Unsafe Indication, absence of manufacturer's instruction to determine fuel consumption as per relevant tables provided in Airbus FCOM 2.18.40 Special Operations, Flight with Gear down and landing gear doors.
- Lack of familiarity with FMS design principle indicated in FCOM 2.18.40, Special Operations, Flight with Gear down and landing gear doors closed, 1. General.

### 3.3 Safety recommendations

#### 1.1.2 We suggest explaining who may contribute to answering the safety recommendations.

*Improvement of the FMS EFOB or ECAM indications so that they meet the anthropotechnical requirements more effectively.*

The recommendation is vague, but a sharper explanation in the above paragraph may clarify the point.

*Improvement of documentation and training with respect to the functioning and operational limitations of the FMS.*

You may also be more precise in this recommendation. Does it point at the FCOM or the AOM,...? Which chapters of the documentation would you recommend to modify? How?

**We suggest an additional paragraph (3.4 Actions taken) that provides information about the actions that have already been implemented in anticipation to the safety recommendations, as follows.**

### 3.4 Actions taken

- CMM
  - Temporary revision of CMM issued on Dec/03



**TEMPORARY REVISION** : No 1

**FILING INSTRUCTIONS** : insert opposite page 703  
 of the issue MAY 31/89.

**SUBJECT** : MODIFICATION OF THE GLAND ASSEMBLY.

**REASON FOR ISSUE** : To inform the operators and the repair stations that subject CMM is changed as follows:

- (c) Fit gland (3-60) with seal assembly (3-90), preformed packing (3-80) and back-up rings (3-70).

**Install the actuator in a vertical position.**

Fit gland (3-60) assembly to rod (3-50) and place lock washer (2-60) in position so as the lockwasher slots engage and does not move as the nut is screwed on.

Using tool J46122, screw on and tighten nut (2-50) with a torque loading between 203 and 244 Nm (150 and 180 lbf.ft).

Deform lock washer (2-60) by peening notches into the slots of nut (2-50) to lock the latter.

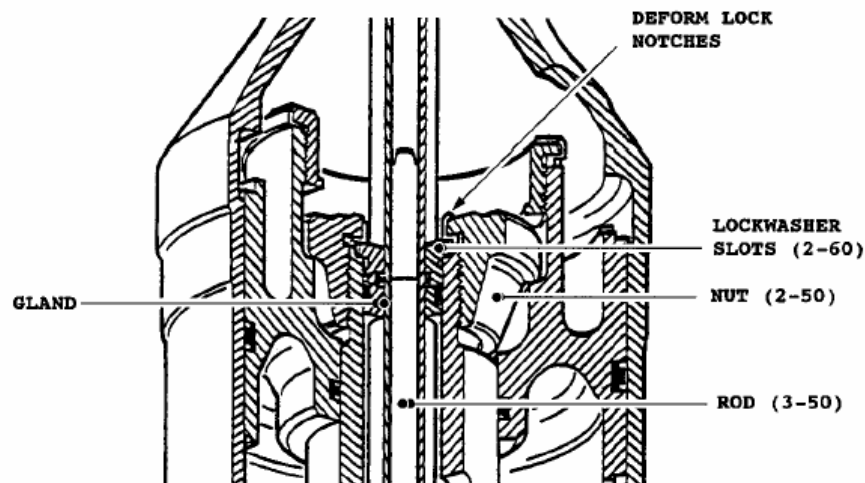


Figure Gland assembly locking  
 Figure 701

THIS PAGE WILL BE SUPERSEDED UPON ISSUE OF A FORMAL REVISION

**32-36-47**

Page 1/1  
 Dec 03/01

- Revision of CMM pages 702 and 703 in Jul/04



Messier-Dowty SA

D22147300 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

- Hold gland (2-10B) with tool J21840 and, using tool M46331, tighten nut (2-130) with a torque loading between 180 and 280 Nm (133 and 207 lbf.ft), then align the holes in nut (2-130) with hose in gland (2-10B).
- In the case of replacement of nut (2-130), drill two diametrically opposite 2,4 mm (0.0945 in) dia. holes aligned with the existing holes in gland (2-10B). Remove burrs.
- Fit the two cotter split pins (2-120) and deform their legs to lock. Check that the clearance between the cotter split pins (2-120) and piston rod (3-210) is not less than 2 mm (0.0787 in).
- Fit preformed packing (2-110) in position between two back-up rings (2-100).

## (2) Build-up of damping rod (3-50).

- Slide plug (3-120) onto rod (3-50). Fit pin (3-110) and washer (3-130), then lock with cotter split pin (3-100).
- Fit preformed packing (3-150) and back-up rings (3-140).

## (3) Build-up of piston rod sub-assembly (3-180)

- (a) In rod (3-180): apply MOLYKOTE DX in the cavity provided for plug (3-120), except on the surfaces which will be in contact with the preformed packing (3-150) during and after its fitment (The preformed packing must not come into contact with MOLYKOTE DX).

Apply also MOLYKOTE DX in the holes provided for bolt (3-40).

- Assemble damping rod (3-50) and plug (3-120) by means of bolt (3-40), washer (3-30) and nut (3-20). Tighten this nut with a torque loading between 18 and 22 Nm (13.3 and 15.9 lbf.ft). Lock with the cotter split pin (3-10).
- (b) Temporarily fit, onto rod (3-180), the gland (2-10) assembly and piston (2-70) complete with seal assemblies (2-80), (2-90).
- (c) Fit gland (3-60) with seal assembly (3-90), preformed packing (3-80) and back-up rings (3-70).

Install the actuator in a vertical position.

Fit gland (3-60) assembly to rod (3-210) and place lock washer (2-60) in position so as the lockwasher slots engage and does not move as the nut is screwed on.

Using tool J46122, screw on and tighten nut (2-50) with a torque loading between 203 and 244 Nm (150 and 180 lbf.ft).

Deform lock washer (2-60) by peening notches into the slots of nut (2-50) to lock the latter.



Messier-Dowty SA

D22147300 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

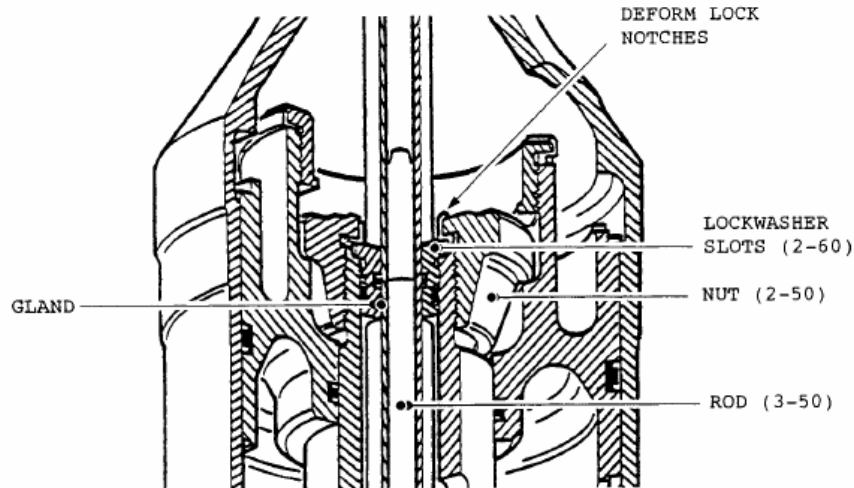


Figure Gland assembly locking  
Figure 701

- (d) Bring piston (2-70) back to the end of the rod.


Place lock washer (2-40) in position on the piston, then, using tool J46123, screw in nut (2-30) and tighten it with a torque loading between 203 and 305 Nm (150 and 225 lbf.ft).

Deform lock washer (2-40) by peening it into the slots of nut (2-30) to lock the latter.

#### B. Build-up of the cylinder

- (1) Using seal bullet J46115 assemble preformed packing (4-60), interposed between two back-up rings (4-50), in the two grooves of adapter (4-40).
- (2) Using seal bullet J46114 assemble preformed packing (4-90), interposed between two back-up rings (4-80), into the groove of damping chamber (4-70).
- (3) Pass the damping chamber into the cylinder and visually align with the holes in the cylinder wall at the bearing end.
- (4) Position the adapter (4-40) with the thread at 45 deg. above the cylinder horizontal centre line and pass through the holes in the cylinder wall and the transverse hole in the damping chamber.
- (5) Fit the washer (4-30) and nut (4-20) and tighten finger tight only at this stage.

- QRH
  - QRH 10.03 as it was

	L/G – BRAKES	REV 28	<b>10.03</b>
		SEQ 200	

**L/G UNSAFE INDICATION**

**L/G selected DOWN**

■ **Green light(s) extinguished on both panels :**

L/G NOT DOWN LOCKED

PROC : L/G GRAVITY EXTENSION (10.02) ..... APPLY

● **If unsuccessful :**

PROC : LDG WITH ABNORMAL L/G

(10.04/10.05/10.06) ..... APPLY

■ **Green light(s) extinguished on only one panel :**

L/G POS DET SYS 1(2) FAULT

L/G POS DET SYS ..... SYS 2(1)

● **If nose landing gear unsafe indication on overhead panel only :**

GPWS "TOO LOW GEAR" warning ..... DISREGARD

**L/G selected UP**

■ **Red light(s) illuminated on both panels :**

L/G NOT UP LOCKED

MAX SPD ..... 270

L/G ..... DOWN

■ **Red light illuminated on only one panel :**

L/G POS DET SYS 1(2) FAULT

L/G POS DET SYS ..... SYS 2(1)

FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40) ..... DETERMINE

**L/G DOOR NOT CLOSED**

● **If amber light(s) illuminated on both panels :**

MAX SPD ..... 270

FUEL CONSUMPTION INCREASED

**CAUTION : Do not cycle landing gear.**

● **If Go-around required :**

L/G ..... KEEP DOWN

*NOTE : Fuel consumption increased by 30%*

- QRH 10.03 as it is


	<b>L/G – BRAKES</b>	REV 31	<b>10.03</b>
		SEQ 300	

<b>L/G UNSAFE INDICATION</b>
<div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-bottom: 10px;"><b>L/G selected DOWN</b></div> <ul style="list-style-type: none"> <li>■ <b>Green light(s) extinguished on both panels :</b>                      L/G NOT DOWN LOCKED                      PROC : L/G GRAVITY EXTENSION (10.02) . . . . . APPLY</li> <li>● <b>If unsuccessful :</b>                      PROC : LDG WITH ABNORMAL L/G                      (10.04/10.05/10.06) . . . . . APPLY</li> <li>■ <b>Green light(s) extinguished on only one panel :</b>                      L/G POS DET SYS 1(2) FAULT                      L/G POS DET SYS . . . . . SYS 2(1)</li> <li>● <b>If nose landing gear unsafe indication on overhead panel only :</b>                      GPWS "TOO LOW GEAR" warning . . . . . DISREGARD</li> </ul> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-bottom: 10px;"><b>L/G selected UP</b></div> <ul style="list-style-type: none"> <li>■ <b>Red light(s) illuminated on both panels :</b>                      L/G NOT UP LOCKED                      MAX SPD . . . . . 270                      L/G . . . . . DOWN</li> <li>■ <b>Red light illuminated on only one panel :</b>                      L/G POS DET SYS 1(2) FAULT                      L/G POS DET SYS . . . . . SYS 2(1)</li> </ul> <div style="border: 2px solid blue; padding: 5px; margin-top: 10px;"> <p><i>NOTE : With landing gear down, fuel consumption is multiplied by 2.4.                      FMS fuel predictions must be disregarded.                      Refer to FCOM 2.18.40 for any additional limitations and in-flight performance determination if no immediate turnback.</i></p> </div>

<b>L/G DOOR NOT CLOSED</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>● <b>If amber light(s) illuminated on both panels :</b>                      MAX SPD . . . . . 270                      PROC : L/G DOOR NOT CLOSED                      FUEL CONSUMPTION INCREASED</li> </ul> <p><b>CAUTION : Do not cycle landing gear.</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>● <b>If Go-around required :</b>                      L/G . . . . . KEEP DOWN</li> </ul> <p><i>NOTE : Fuel consumption increased by 30%</i></p>

- FCOM

As indicated here after, FCOM was at revision 29 at the date of the event.

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>GENERAL INFORMATION</b>		2.00.03	
	LIST OF NORMAL REVISIONS		PAGE 1	
			REV 32	SEQ 001

Revision Number	Issue Date	Date Filed	Initials
01	JUL 82		
02	DEC 82		
03	MAR 83		
04	OCT 83		
05	FEB 84		
06	JUN 84		
07	NOV 84		
08	MAR 85		
09	MAY 85		
10	OCT 85		
11	APR 86		
12	AUG 86		
13	DEC 86		
14	FEB 87		
15	DEC 87		
16	JUL 88		
17	DEC 88		
18	AUG 89		
19	MAR 90		
20	JAN 91		
21	JAN 92		
22	JUN 93		

Revision Number	Issue Date	Date Filed	Initials
23	FEB 94		
24	NOV 95		
25	OCT 96		
26	SEP 97		
27	AUG 98		
28	DEC 98		
29	FEB 2000		
30	FEB 2001		
31	MAR 2002		
32	FEB 2003		

R

*Note 1 : This list of normal revisions also applies to the QRH.*

*Note 2 : The next normal revision 33 is scheduled by mid-2004.*


R  
R



These extracts of FCOM 2.00.02 highlights the improvements introduced to pages 2.05.32.004/005 and 02.18.40.001 with revision 30 in Feb/01.

A310	FCOM	VOL. 2	PROCEDURES AND PERFORMANCE	HIGHLIGHTS	REV030		
V	CH	SEC	---PAGE---	SEQ	--REV--	-----VALIDATION CRITERIA-----	-----REASONS OF CHANGE-----
							to this page from page 3.
2	05	32	004	200	REV030	CODE 0275	
							<ul style="list-style-type: none"> <li>1) In L/G LEVER INTERLOCKED and L/G DOOR NOT CLOSED procedures, the note adds the Mach number limitation at or above 25 000 ft. The altitude of 25 000 ft corresponds to the limit above which the mach number is more restrictive than the IAS.</li> <li>2) A note replaces the previous reference to FCOM 2.18.40. This note indicates the fuel consumption increased for</li> </ul>
							<ul style="list-style-type: none"> <li>decision making. It also indicates that FMS fuel predictions (Computed with gear up Condition) must be disregarded. If no immediate turnback, FCOM 2.18.40 provides the additional information for conducting the flight with gear down.</li> </ul>
2	05	32	005	001	REV029	CODE 0011	
							<ul style="list-style-type: none"> <li>- DELETION OF MOD 06825</li> <li>- DELETION OF MOD 07037</li> </ul>
2	05	32	005	200	REV030	CODE 0326	
							<ul style="list-style-type: none"> <li>1) In L/G UNSAFE INDICATION procedure, the note in the expanded part adds the Mach number limitation at or above 25 000 ft. The altitude of 25 000 ft corresponds to the limit above which the mach number is more restrictive than the IAS.</li> <li>2) A note replaces the previous reference to FCOM 2.18.40. This note indicates the fuel consumption increased for</li> </ul>
							<ul style="list-style-type: none"> <li>decision making. It also indicates that FMS fuel predictions (Computed with gear up Condition) must be disregarded. If no immediate turnback, FCOM 2.18.40 provides the additional information for conducting the flight with gear down.</li> <li>3) Expanded recommends speed increased up to VMAX in an attempt to downlock the landing gear.</li> </ul>
2	18	40	001	405	REV030	M:4801+5229+5606+6919	
							<ul style="list-style-type: none"> <li>- INCORPORATION OF MOD 04801</li> <li>- INCORPORATION OF MOD 06919</li> </ul>
							<ul style="list-style-type: none"> <li>1) The chapter Flight with gear down is rearranged to segregate the limitations/procedures/performance applicable in case of in flight failure and those applicable in case of dispatch.</li> <li>2) In accordance with the AFM, the limitation for extended overwater flight (more than 50NM) is replaced by the statement that ditching has</li> </ul>
							not been demonstrated.

- FCOM 2.05.32 page 5 as it was

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>ABNORMAL PROCEDURES</b>		2.05.32	
	L/G – BRAKES		PAGE 5	
			REV 29	SEQ 001

**L/G UNSAFE INDICATION**

L/G selected DOWN

- **Green light(s) extinguished on both panels :**  
 L/G NOT DOWN LOCKED  
 PROC : L/G GRAVITY EXTENSION (10.02) . . . . . APPLY
- **If unsuccessful :**  
 PROC : LDG WITH ABNORMAL L/G  
 (10.04/10.05/10.06) . . . . . APPLY
- **Green light(s) extinguished only on one panel :**  
 L/G POS DET SYS 1 (2) FAULT  
 L/G POS DET SYS . . . . . SYS 2(1)

● **If nose landing gear unsafe indication on overhead panel only :**  
 GPWS "TOO LOW GEAR" warning . . . . . DISREGARD

L/G selected UP

- **Red light(s) illuminated on both panels :**  
 L/G NOT UP LOCKED  
 MAX SPD . . . . . 270  
 L/G . . . . . DOWN
- **Red light illuminated on only one panel :**  
 L/G POS DET SYS 1(2) FAULT  
 L/G POS DET SYS . . . . . SYS 2(1)

FUEL CONSUMPTION (FCOM 2.18.40) . . . . . DETERMINE

L/G UNSAFE INDICATION


Indications :

- Single chime (only if both panel indications are identical)
- ECAM activation with appropriate warning light
- Left ECAM CRT : Procedure
- Right ECAM CRT : Nil
- L/G panel(s)

- LANDING GEAR SELECTED DOWN :**
- If all green lights are illuminated on one panel, the unsafe indication on the other panel is spurious. Therefore, the L/G POSITION DET SYS switch must be set to the correct system.
  - If the landing gear is extended at speeds near V LO it may be necessary to decelerate to obtain satisfactory uplock of the landing gear doors.
  - If one gear remains unlocked, perform turns to increase the load factor and perform alternating side slips in an attempt to lock the gear.

- LANDING GEAR SELECTED UP :**
- If light(s) illuminated on one indicator panel but indications are normal on the other panel, the unsafe indication is spurious.
  - Flight with landing gear extended has a significant effect on fuel consumption and climb gradient (refer to ch 2.18.40 – SPECIAL OPERATIONS).
  - Landing gear down selection may be delayed if performance requires.

- FCOM 2.05.32 page 5 as it is

 <b>A310</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>ABNORMAL PROCEDURES</b>		2.05.32	
	L/G – BRAKES		PAGE 5	
			REV 31	SEQ 200

**L/G UNSAFE INDICATION**

**L/G selected DOWN**

- **Green light(s) extinguished on both panels :**  
 L/G NOT DOWN LOCKED  
 PROC : L/G GRAVITY EXTENSION (10.02) . . . APPLY
  - **If unsuccessful :**  
 PROC : LDG WITH ABNORMAL L/G  
 (10.04/10.05/10.06) . . . . . APPLY
- **Green light(s) extinguished only on one panel :**  
 L/G POS DET SYS 1(2) FAULT  
 L/G POS DET SYS . . . . . SYS 2(1)

● **If nose landing gear unsafe indication on overhead panel only :**  
 GPWS "TOO LOW GEAR" warning . . . . DISREGARD

**L/G selected UP**

- **Red light(s) illuminated on both panels :**  
 L/G NOT UP LOCKED  
 MAX SPD . . . . . 270  
 L/G . . . . . DOWN  
 FUEL CONSUMPTION INCREASED
- **Red light illuminated on only one panel :**  
 L/G POS DET SYS 1(2) FAULT  
 L/G POS DET SYS . . . . . SYS 2(1)

*NOTE : With landing gear down, fuel consumption is multiplied by 2.4.  
 FMS fuel predictions must be disregarded.  
 Refer to FCOM 2.18.40 for any additional limitations and in-flight performance determination if no immediate turnback.*

**L/G UNSAFE INDICATION**

**Indications :**

- Single chime (only if both panel indications are identical)
- ECAM activation with appropriate warning light
- Left ECAM CRT : Procedure
- Right ECAM CRT : Nil
- L/G panel(s)

**LANDING GEAR SELECTED DOWN :**

- If all green lights are illuminated on one panel, the unsafe indication on the other panel is spurious. Therefore, the L/G POSITION DET SYS switch must be set to the correct system.
- If the landing gear is extended at speeds near V LO it may be necessary to decelerate to obtain satisfactory uplock of the landing gear doors.
- If one gear remains unlocked, accelerate to Vmax, perform turns to increase the load factor and perform alternating side slips in an attempt to lock the gear.


Generate steady state sideslip on one side. If the landing gear still does not lock, return the rudder to neutral and let the aircraft stabilize to equilibrium. Then, repeat the same maneuver on the other side. R  
R  
R  
R

**LANDING GEAR SELECTED UP :**

- If light(s) illuminated on one indicator panel but indications are normal on the other panel, the unsafe indication is spurious.
- Flight with landing gear extended has a significant effect on fuel consumption and climb gradient (refer to ch. 2.18.40 SPECIAL OPERATIONS).
- Landing gear down selection may be delayed if performance requires.

*Note : When red light(s) illuminated on both panels, the speed is limited to 270 kt or M 0.65 at or above 25000 ft.*

- FCOM 2.18.40 page 1 as it was

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>SPECIAL OPERATIONS</b>		2.18.40	
	FLIGHT WITH GEAR DOWN AND		PAGE 1	
	LANDING GEAR DOORS CLOSED		REV 24	SEQ 430

**1. GENERAL**

Revenue flight is permitted with the landing gear in the down position and the gear doors closed providing icing conditions are not expected. Extended overwater flight (more than 50 NM from the nearest shoreline) is not allowed. DFA (if available) and vertical mode of FMS must not be used. TCAS must be in TA ONLY mode. Dispatch with flap track fairing missing or with kruger inoperative is not allowed.

- If trim tank installed :  
Do not fly with fuel in trim tank. Trim tank pumps 1 and 2 and trim tank isol valve must be selected OFF.
  - If auxiliary tank installed :  
Do not fly with fuel in auxiliary tank.
- VMO/MMO with landing gear extended : 255 kt/MO.65. The L/G DOWN VMO/MMO SELECTION switch in the avionics compartment must be activated.  
 Note : VMO/MMO values are different from VLE because airworthiness requirements are different for VLE and VMO determination.

It is necessary to take into account the increased drag to determine the take off weight and fuel consumption.

It is recommended to use slats 15/flaps 0 as take-off configuration.

- R Note 1 : take-off with tail wind is not recommended.
- R Note 2 : AUTO BRK should be manually disarmed after take-off as the automatic disarming at gear retraction will not occur.

**2. DETERMINATION OF MAX TAKE OFF WEIGHT :**

- Penalties on performance affect :
- 2nd segment gradient condition
  - Final take off condition

**A. 2ND SEGMENT GRADIENT CONDITION :**

The RTOLW charts and the quick reference tables give the basic information necessary for normal take off. In view of simplification, a constant weight reduction is applied whatever is the limitation. This weight reduction covers the most critical case presented by obstacle overflying.

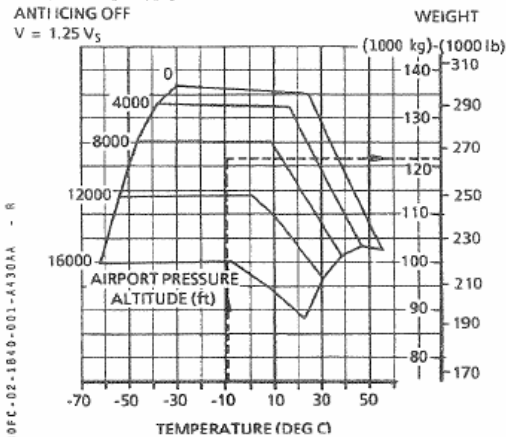
Take-off configuration	15/0	15/15	20/20
Weight reduction	19 %	15 %	11 %

method : define for the prevailing conditions on the airport (temperature, pressure, wind runway...) the max take off weight using the RTOLW chart or the quick reference graphs, then apply the above weight reduction.

**B. FINAL TAKE OFF CONDITION :**

- Determine with the following graph the max take off weight associated with the final take off condition.
- Retain the lowest weight according to the most limiting condition (2nd segment or final take off).
- Check that in case of engine failure the terrain on the route can be cleared by 1000 ft (climbing) or 2000 ft (descending), using the en route net flight path on page 6.  
Read the speeds corresponding to this weight in the RTOLW chart or in the quick reference tables.

CLEAN CONFIGURATION  
 AIR CONDITIONING ON  
 ANTI ICING OFF  
 V = 1.25 V<sub>S</sub>



**3. APPROACH CLIMB PERFORMANCE**

Refer to 2.14 for approach climb requirements. Further decrease the basic limiting weight by :  
 - 14 % in configuration 15/15  
 - 12 % in configuration 20/20

**4. FLIGHT PLANNING**

**A. CLIMB**

Climb at 240 kt with both engines at maximum climb power setting. The table page 2 gives the time, distance and fuel consumption according to take-off weight.

**B. CRUISE**

The recommended cruise speed is 240 kt. Page 4 gives cruise table at this speed. Obviously, the ceiling on one engine may be a limiting factor, and the choice of the route should reflect this concern.

**C. ENGINE FAILURE**

In case of engine failure, the airplane will drift down to the ceiling shown on page 5. The power setting for drift down will be Max Continuous. The drift down speed below 15 000 ft pressure altitude will be :

Weight (1000 kg)	90	95	100	105	110	115	120	125	130	135	140
Drift Down Speed (kt)	170	175	180	185	190	195	200	205	210	215	220

This speed shall be increased by 2 kt per 1 000 ft from pressure altitude above 15 000 ft.

**5. HOLDING**

Page 6 gives the holding parameters with slats out. This configuration being the less penalizing for holding.



## Stellungnahme des Halters bzw. Betreibers des Luftfahrzeuges:

**Stellungnahme zu dem 2. Entwurf des Untersuchungsberichtes  
Flugunfall in Wien am 12.07.2000**

hiermit möchten wir Ihnen unsere Stellungnahme zu dem zweiten Untersuchungsbericht des Flugunfalls am 12. Juli 2000 überreichen.

Zu Seite 3/46

„...später durch firmeneigene Technik über Funk übermittelte Ansicht wurde das Fahrwerk [...] ausgefahren belassen.“

Zu keinem Zeitpunkt hat die Technik der Besatzung bestätigt, dass das Fahrwerk ausgefahren bleiben sollte. Im Gegenteil: über ACARS wurde die Besatzung aufgefordert das Fahrwerk einzufahren „WENN MÖGLICH NOCHMAL VERSUCHEN FAHRWERK EINZUFAHREN!“

Korrekt muss es im Untersuchungsbericht heißen: „... entgegen den Ausführungen der Borddokumentation (AOM) und den Empfehlungen der firmeneigenen Technik...“

Zu Seite 4/46

„... eine ACARS-Meldung, in der vorgeschlagen wurde, nach Stuttgart zu fliegen.“

Diese Aussage ist falsch!

Die Besatzung wurde aufgefordert die Reichweite nachzurechnen: „PLS TRY RECALC...“

Zu Seite 4/46

„... in Absprache mit der Flugbetriebszentrale und der technischen Zentrale [...] Zielflugplatz München festgelegt.“

Diese Aussage ist falsch!

Es handelt sich lediglich um die mündliche Aussage des Kapitäns während der Anhörung. Die Verkehrszentrale schrieb per ACARS an die Besatzung: „IN CASE OF PROBLEMS WITH FUEL CALC TO MUC...“. Korrekt müsste es also heißen: „Die Verkehrszentrale hat die Besatzung auf mögliche Probleme bei ihrer Reichweitenberechnung hingewiesen.“

Zu Seite 13/46 - Pkt. 1.10 Flugplatz, sowie

Zu Seite 15/46 – Pkt. 1.15 Überlebensaspekte

Wir vermissen den Hinweis, dass das Erreichen des Flugplatzes mehr Glück als fliegerischem Können zu verdanken ist. Hätte ein Triebwerk nicht noch mal gestartet werden können und für wenigen Sekunden Schub geliefert, wäre das Flugzeug vor der Flughafenbegrenzung gelandet. In diesem Bereich der prognostizierten Aufschlagstelle befindet sich ein Propangaslager.

Es müsste also heißen: „In der Nähe der Unfallstelle befindet sich ein Propangaslager. Eine Notlandung in diesem Bereich hätte fatale Folgen für die Passagiere, die Besatzung und das Flugzeug gehabt.“

Daraus folgt eine Sicherheitsempfehlung die ebenfalls fehlt: „Die Bezirksregierung, zuständig für den Flughafen Wien-Schwechat, wird aufgefordert das Propangaslager im Anflugsektor zu entfernen.“

---

Zu Seite 32/46

„Nach gründlicher Überlegung überzeugten ihn die Argumente des Kommandanten.“  
sowie Seite 33/46 – Pkt. 2.2.3 Autoritätsgradient

„Der Autoritätsgradient zwischen Kommandanten und Copiloten wird als geeignet eingestuft“

Diese Aussage ist falsch!

Der Copilot schloss sich den Argumenten nicht nach gründlicher Überlegung an, sondern aufgrund des zu steilen Hierarchiegefälles. Der Kapitän hat sämtliche Vorschläge und Hinweise des Copiloten während des Fluges ignoriert. Die Ablehnung erfolgte freundlich aber bestimmt. Das zu steile Hierarchiegefälle wurde verschleiert durch das frühzeitig angebotene „DU“ und den vermeintlich kollegialen Umgangston.

---

Zu Seite 32/46

„... die Besatzung im Flug die vorgeschriebene Unterstützung nicht erhält.“

Diese Aussage ist falsch!

Die Besatzung wurde wiederholt mit Ratschlägen und Hinweisen, sowohl in technischer als auch operationeller Hinsicht, unterstützt.

---

Zu Seite 33ff/46 – Pkt 2.2 Besatzung

Unabhängig von allen CRM Faktoren hätte die Besatzung eine Abnahme der noch zur Verfügung stehenden Kraftstoffmenge erkennen müssen.

---

zu Seite 35/46

„...von der Flugbetriebszentrale ergangenen Vorschläge, bestimmte Flughäfen anzufliegen...“  
„...des von der Flugbetriebszentrale vorgeschlagenen neuen Zielflughafens STR...“

Diese Aussage ist falsch!

Die Besatzung wurde mehrfach aufgefordert die Reichweite nachzurechnen: „PLS TRY RECALC...“, sowie „IN CASE OF PROBLEMS WITH FUELCALC...“.

Korrekt müsste es also heißen: „Die Besatzung wurde mehrfach aufgefordert die Reichweite nachzurechnen. Die Besatzung hat sich dadurch in Ihren Entscheidungen nicht beeinflussen lassen. Beide Piloten haben unabhängig von einander bestätigt, dass sie durch die Verkehrszentrale zu keinem Zeitpunkt unter Druck gesetzt wurden.“

Zu Seite 43/46

„Die vorgesehene Überprüfung der an Bord befindlichen Treibstoffmengen wurde nicht im vorgesehenen Umfang durchgeführt.“

Es fehlt der Hinweis, dass die Besatzung diese Überprüfung durchführen musste. Korrekt muss es also heißen: „Die vorgesehene Überprüfung der an Bord befindlichen Treibstoffmengen durch die Besatzung wurde nicht im vorgesehenen Umfang durchgeführt.“

Zu Seite 43/46

„...vorgesehene Unterstützung [...] durch die Flugdienstberatung [...] nicht durchgeführt...“

Diese Aussage ist falsch!  
Sowohl in der mündlichen Kommunikation über Stockholm Radio, als auch in den verschiedenen ACARS-Mitteilungen wurde die Besatzung in technischer und operationeller Hinsicht mit Ratschlägen und Hinweisen unterstützt. Diese Unterstützung entspricht den ICAO-Empfehlungen und den innerbetrieblichen Dienstanweisungen.

Eine weitere Unterstützung wurde von der Besatzung nicht angefordert.

Zu Seite 43/46

„...„Die Unterlage zum Verfahren ‚Special Operations, Flight with gear down‘ des Herstellers, lässt den beim Kapitän entstandenen Eindruck, dass es für Flugvorbereitung gedacht wäre, [...] verständlich erscheinen.“

Diese Aussage ist nicht korrekt, da diese Unterlagen die plausibelste Möglichkeit der Kontrolle gewesen wären.

Eine Kontrolle hätte gezeigt, dass das Handbuch eine maximale Flugzeit von 2:31h ergeben hätte. Die tatsächlich Flugzeit bis zur Notlandung betrug 2:34h. Die Zeit in der das Flugzeug ohne eigenen Antrieb flog: 3min!

Errechnete maximale Flugzeit:	2:31h
Tatsächlich Flugzeit:	2:34h
davon Flugzeit ohne Triebwerke:	0:03h

Zu Seite 44/46

„Fehlende Überprüfung des Treibstoffbedarfs durch die Flugdienstberatung.“

Diese Aussage ist falsch!

Eine Überprüfung ist weder nach der ICAO noch anderen Richtlinien vorgeschrieben. Lediglich die Unterstützung ist vorgeschrieben und auch durchgeführt worden.



Die notwendigen Informationen (Fuel on Board, Flughöhe, Flugzeugkonfiguration wie z.B. ob das Fahrwerk teilweise eingefahren war, Wind, etc.) für eine Berechnung des Treibstoffbedarfs lagen ausschließlich der Besatzung vor.

Eine ausreichend genaue Berechnung wäre mittels einfachem Dreisatz (aktueller Verbrauch / aktuelle Treibstoffmenge) möglich gewesen. Dieses wurde von der Besatzung zu keinem Zeitpunkt durchgeführt.

---

Zu Seite 42/46 – Befund

Es fehlt der Hinweis dass die Besatzung mehrfach die Limits eklatant missachtet hatte. Folgende Limits wurden ignoriert:

- Restkraftstoffmenge geringer als Diversion Fuel (3070kg)
- Restkraftstoffmenge geringer als Final Reserve mit ausgefahrenem Fahrwerk
- Restkraftstoffmenge geringer als Final Reserve (1900kg)
- Restkraftstoffmenge geringer als 1340kg = „FUEL LOW WARNING“

Als im Cockpit sowohl eine akustische als auch visuelle Warnung anging und die Besatzung auf die zu geringe Kraftstoffmenge hinwiesen wurde, befand sich das Flugzeug querab von Zagreb wo eine sichere Landung möglich gewesen wäre. Stattdessen entschied der Kapitän noch mehr als 30 Minuten weiterzufliegen. Diese Entscheidung ist weder durch CRM, FMS-Fehlinterpretation oder andere Aspekte zu erklären.

█, den 8.12.2004