



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Diplomarbeit

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Integration von Kabinensystemen in BWB-
Flugzeugkonfigurationen**

Max Mahnken

14.01.2006



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

QualityPark AviationCenter
Airbus Technology Park
Hein-Sass-Weg 36
21129 Hamburg

Verfasser: Max Mahnken
Abgabedatum: 14.01.2006

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Prof. Dipl.-Des. Werner Granzeier

Industrieller Betreuer: Bas Gouverneur, M.Sc.

Kurzreferat

Das VELA-Projekt „Very Efficient Large Aircraft“ ist ein erster Schritt zur Entwicklung eines Transportflugzeugs, das die Position Europas im Flugzeugmarkt auch in 30-50 Jahren sichern und ausbauen soll. Untersucht wurden bisher Aerodynamik, Flugmechanik und Struktur, aber auch Themengebiete wie Kabinenlayout, Evakuierung und Passagierakzeptanz. Mit den verfügbaren Vorentwurfsdaten werden erste Konzepte für die zu integrierenden Flugzeugsysteme erarbeitet, um deren Auswirkungen auf die Struktur, die Kabine und auf andere Systeme zu ermitteln. Diese Vorgehensweise ermöglicht das Erarbeiten erster Integrationslösungen die die Anforderungen von der Struktur-, Interior- und Systemseite berücksichtigen. In einem ersten Schritt werden Bauräume für Geräte und Komponenten der Klimaanlage, Feuerüberwachungs- und Löschanlage, Sauerstoffanlage, Wasser- und Abwasseranlage sowie der Zapfluftanlage innerhalb des VELA2 Flugzeugs identifiziert. Kollisionen zwischen Geräten, Klimakanälen und Rohrleitungen werden weitestgehend beseitigt und die Einhaltung der Anforderungen überprüft. Es werden jeweils konventionelle Systemkonzepte mit alternativen, angepassten Systemkonzepten verglichen. Integrationsprobleme treten bei der konventionellen Positionierung der Klimaanlageeinheiten, der Frischwassertanks und der Verbindungsleitung des Zapfluftsystems zwischen linker und rechter Flugzeugseite auf. Wichtige Anforderungen bei der Installation der Rohrleitungen können nicht eingehalten werden. Die alternativen, an das VELA2 Flugzeug, angepassten Systemkonzepte führen zu einer Positionierung der Klimaanlageeinheiten in den Bereich über dem Kabinendach. Der freie Bauraum im Unterflur wird für die Integration der Wassertanks genutzt. Mit den bisher erstellten Systemkonzepten sind die sensiblen Bereiche, nämlich Anschlussleitung zwischen Luftaufbereitungseinheit und Mischeinheit, sowie Frisch- und Grauwasserrohrleitungsnetz identifiziert und es gibt eine erste integrierbare Lösung für die in dieser Arbeit untersuchten Kabinensysteme der Flugzeugstudie VELA2. Die erstellten Systemmodelle sollen als Basis für weitere Integrationsuntersuchungen dienen.



STUDIENDEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUBAU

Integration von Kabinensystemen in BWB-Flugzeugkonfigurationen

Aufgabenstellung zur *Diplomarbeit* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Kabinensysteme sind im deutschen Sprachgebrauch alle Flugzeugsysteme, die im Zusammenhang mit der Kabine stehen. Bei der Integration der Systeme in ein Flugzeug geht es darum, Geräte, Rohrleitungen und Kabel so im Flugzeug unterzubringen, dass die Anordnung frei von Kollisionen ist (keine zwei Teile am gleichen Ort). Darüber hinaus muss eine Anordnung gefunden werden, die sicher, wartungsgerecht, gewichtsoptimal und preiswert ist. Eine Blended Wing-Body (BWB) Flugzeugkonfiguration ist gekennzeichnet durch einen breiten Rumpf, der zum Auftrieb beiträgt. Die Rumpfform geht dabei in die Form der Außenflügel über. Bei dem hier untersuchten BWB handelt es sich um die Flugzeugstudie VELA (Very Efficient Large Aircraft) in der Variante VELA2.

Aufgabe

Es sollen Konzepte für die Kabinensysteme von VELA2 erstellt und in das Fluggerät integriert werden. Folgende Kabinensysteme sollen dabei berücksichtigt werden: Klimaanlage (ATA21), Feuerschutzanlagen (ATA26), Sauerstoffanlagen (ATA35), Pneumatische Anlagen (ATA36) und Wasseranlagen (ATA38). Die Systemintegration soll in geeigneter Form grafisch dargestellt werden. Die Aufgabe beinhaltet folgende Schritte:

- Darstellung der Anforderungen an die Kabinensysteme.
- Kurze Beschreibung der Funktion der Kabinensysteme.
- Konventionelle Positionierung von Geräten, Rohrleitungen und Kabeln.
- Überprüfung der Lösung anhand der Anforderungen.
- Erstellung einer BWB-angepassten Alternativlösung.
- Bewertung der beiden Lösungsvorschläge.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Die Diplomarbeit wird bei der Firma QualityPark AviationCenter durchgeführt. Industrieller Betreuer der Arbeit ist Herr Bas Gouverneur, M.Sc.

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

.....

Datum

Unterschrift

Verzeichnis der Bilder	10
Verzeichnis der Tabellen	13
Liste der Abkürzungen	14
1 Einleitung	17
1.1 Motivation	18
1.2 Begriffsdefinitionen	18
1.3 Die Untersuchungsmethoden	19
1.4 Ziel und Aufbau der Arbeit	19
2 Flugzeug- und Systementwicklung	21
2.1 Flugzeugentwicklungsprozess	21
2.2 System Vorkonstruktion und Integration	22
2.2.1 Requirements Engineering (RE) und das V-Modell	23
2.2.2 Konzepterstellung	28
2.2.3 Integration	29
2.2.4 Konzeptbewertung	31
3 Flugzeug- & Systembeschreibung	33
3.1 Very Efficient Large Aircraft	33
3.1.1 Einsatz des Flugzeugs	33
3.1.2 Entwurf des Flugzeugs	34
3.2 Klimaanlage	36
3.2.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 21	37
3.2.2 Baugruppen des ATA 21	43
3.2.3 Funktionale Beschreibung des ATA 21	44
3.3 Feuerschutzanlage	46
3.3.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 26	47
3.3.2 Baugruppen des ATA 26	49
3.3.3 Funktionale Beschreibung des ATA 26	50
3.4 Sauerstoffsystem	53
3.4.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 35	53
3.4.2 Baugruppen des ATA 35	57
3.4.3 Funktionale Beschreibung des ATA 35	57
3.5 Pneumatische Anlage	58
3.5.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 36	59
3.5.2 Baugruppen ATA 36	60
3.5.3 Funktionale Beschreibung des ATA 36	60
3.6 Wasser-/Abwassersystem	62
3.6.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 38	63
3.6.2 Baugruppen des ATA 38	64
3.6.3 Funktionale Beschreibung des ATA 38	64
4 Requirements Capturing	66

4.1	Top Level Aircraft Requirements.....	66
4.2	Systemanforderungen	68
5	Konzepterstellung und Integration.....	71
5.1	Konzepterstellung auf Flugzeugebene.....	71
5.1.1	Payload Compartments	73
5.1.2	Avionic Compartments	74
5.1.3	Temperatur Zonen	74
5.1.4	System Installation Areas	76
5.2	Konzepterstellung auf Systemebene ATA21	77
5.2.1	Klimaanlagen konventioneller Flugzeugtypen.....	77
5.2.2	Klimaanlagenkonzepte VELA2.....	78
5.3	Konzepterstellung auf Systemebene ATA26	94
5.3.1	Feuerschutzanlage konventionell	94
5.3.2	Feuerschutzanlage VELA2.....	95
5.4	Konzepterstellung auf Systemebene ATA35	99
5.4.1	Sauerstoffanlage konventionell	99
5.4.2	Sauerstoffanlagenkonzept VELA2	99
5.5	Konzepterstellung auf Systemebene ATA36	107
5.5.1	Pneumatische Anlage konventionell	107
5.5.2	Pneumatische Anlagenkonzepte VELA2	107
5.6	Konzepterstellung auf Systemebene ATA38	111
5.6.1	Wasser-/Abwasseranlage konventionell.....	111
5.6.2	Wasser-/Abwasseranlagenkonzepte VELA2.....	112
6	Auswertung	117
6.1	Bewertung der Konzepte	117
6.2	Auswahl der optimalen Lösungen	120
7	Zusammenfassung	123
	Literaturverzeichnis	125
	Anhang A Anforderungen.....	129
A.1	Anforderungen ATA21.....	129
A.1.1	Zertifizierungsanforderungen ATA 21	129
A.1.2	Funktionale Anforderungen ATA 21	133
A.1.3	Sicherheitsanforderungen ATA 21	137
A.1.4	Wartbarkeitsanforderungen ATA 21	139
A.1.5	Umweltanforderungen ATA 21	141
A.2	Anforderungen an die Feuerschutzanlage	141
A.2.1	Zertifizierungsanforderungen ATA 26.....	142
A.2.2	Funktionale Anforderungen ATA 26	146
A.2.3	Sicherheitsanforderungen ATA 26.....	147
A.2.4	Wartbarkeitsanforderungen ATA 26.....	148
A.2.5	Umweltanforderungen ATA 26.....	148

A.3	Anforderungen an das Sauerstoffsysteem	149
A.3.1	Zertifizierungsanforderungen ATA 35	149
A.3.2	Funktionale Anforderungen ATA 35	155
A.3.3	Sicherheitsanforderungen ATA 35	155
A.3.4	Wartbarkeitsanforderungen ATA 35	155
A.4	Anforderungen an das Zapfluftsysteem	156
A.4.1	Zertifizierungsanforderungen ATA 36	156
A.4.2	Funktionale Anforderungen ATA 36	157
A.4.3	Sicherheitsanforderungen ATA 36	158
A.4.4	Wartbarkeitsanforderungen ATA 36	159
A.5	Anforderungen an das Wasser- und Abwassersysteem.....	160
A.5.1	Zulassungsanforderungen ATA 38.....	160
A.5.2	Funktionale Anforderungen.....	161
A.5.3	Sicherheitsanforderungen	164
A.5.4	Wartbarkeitsanforderungen	164
A.5.5	Leistungsanforderungen	165
Anhang B VELA2 Zeichnungen		166
B.1	VELA2 Standard Sitzplan-Layout.....	166
B.2	VELA2 Einklassen Sitzplan-Layout	167
Anhang C konventionelle System Layout Konzepte.....		168
C.1	ATA 21-21 konventionell.....	168
C.2	ATA 21-23 konventionell.....	168
C.3	ATA 21-26 und ATA 21-29 konventionell	169
C.4	ATA 21-28 konventionell.....	169
C.5	ATA 21-30 konventionell.....	170
C.6	ATA 21-50 konventionell.....	170
C.7	ATA 21-55 konventionell.....	171
C.8	ATA 21-61 konventionell.....	171
C.9	ATA 21-62 konventionell.....	172
C.10	ATA 21-63 konventionell.....	172
C.11	ATA 26-15 bis 26-18 konventionell.....	173
C.12	ATA 26-23 konventionell.....	173
C.13	ATA 35 konventionell	174
C.14	ATA 36 konventionell	174
C.15	ATA 38 konventionell	175
Anhang D alternative System Layout Konzepte		176
D.1	ATA 21-21 alternativ.....	176
D.2	ATA 21-26 und ATA 21-29 alternativ	176
D.3	ATA 21-50 alternativ.....	177
D.4	ATA 21-55 alternativ.....	177
D.5	ATA 21-61 alternativ.....	178

D.6	ATA 21-62 alternativ.....	178
D.7	ATA 21-63 alternativ.....	179
D.8	ATA 35 alternativ.....	179
D.9	ATA 36 alternativ.....	180
D.10	ATA 38 alternativ.....	180
Anhang E Daten Engine Burst Simulation.....		181
E.1	Triebwerk links innen.....	181
E.2	Triebwerk links außen.....	183
E.3	Triebwerk rechts innen.....	184
E.4	Triebwerk rechts außen.....	186
Anhang F Auswertung.....		188
Anhang G Gewichtsrechnung.....		219

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Flugzeugentwicklungsprozess	21
Bild 2.2	V-Modell, Systemanforderungen/-beschreibung.....	25
Bild 2.3	Verknüpfung von Anforderungen.....	26
Bild 2.4	Klassifizierung von Anforderungen	26
Bild 2.5	Kollisionsuntersuchung zwischen Systemen.....	29
Bild 2.6	Kollisionsuntersuchung zwischen System- und Strukturbauteilen.....	30
Bild 2.7	„Engine Burst“ Simulation	31
Bild 2.8	Vorgehensweise bei der Konzeptbewertung	32
Bild 3.1	Nutzlast-Reichweitendiagramm A380-841	33
Bild 3.2	Nutzlast-Reichweiten Diagramm VELA2.....	34
Bild 3.3	VELA2 perspektivische Sicht von vorne	35
Bild 3.4	VELA2 perspektivische Sicht von hinten.....	35
Bild 3.5	Master Geometrie VELA2.....	35
Bild 3.6	Übersicht Environmental Control System	37
Bild 3.7	Kälteerzeugung in einer Expansionskühlanlage.....	39
Bild 3.8	Klimapack der Airbus A320-Familie	39
Bild 3.9	Klimapacks und NACA-Einläufe der Boeing 747	40
Bild 3.10	Position der Abluftventilatoren Boeing 747.....	41
Bild 3.11	Zuführung der Rezirkulationsluft Boeing 747.....	42
Bild 3.12	RAM-Air-Inlet, Klimapack und Mischeinheit A340.....	43
Bild 3.13	Klimaanlagensystem ATA21-20, 21-50 und 21-60.....	45
Bild 3.14	Druckregelsystem ATA 21-30.....	46
Bild 3.15	Installation eine Rauchmelders an einer Toilette.....	48
Bild 3.16	Waschraum, Position einer Feuerlöschflasche	49
Bild 3.17	Funktionsprinzip eines ionisierenden Rauchmelders	51
Bild 3.18	Feuerüberwachung in den Frachträumen der A321.....	52
Bild 3.19	Prinzip des Feuerlöschsystems im Frachtraum VELA2.....	52
Bild 3.20	Auswirkung des Sauerstoffmangels.....	54
Bild 3.21	Selbstrettungszeit (TUC) nach Dekompression.....	55
Bild 3.22	Sauerstoffmaskencontainer.....	56
Bild 3.23	Sauerstoffflascheninstallation A380.....	57
Bild 3.24	Oxygen System ATA35.....	58
Bild 3.25	Übersicht des Pneumatiksystems A321	60
Bild 3.26	Komponenten des ATA36 am Triebwerk.....	61
Bild 3.27	Funktionsschaltbild ATA36 im Triebwerksbereich	62
Bild 3.28	Aufbau des Wasser- & Abwassersystems	63
Bild 3.29	Gesamtübersicht Wasser- u. Abwassersystem A380.....	65
Bild 5.1	Grundlegende Einteilung der Systeme	72

Bild 5.2	Nutzlastbereiche oberhalb des Hauptdecks (Kabine und Ruheräume).....	73
Bild 5.3	Nutzlastbereiche unterhalb des Hauptdecks (Frachtraum)	73
Bild 5.4	Avionic-Compartments.....	74
Bild 5.5	Temperaturzonen im Kabinenbereich.....	75
Bild 5.6	verfügbare Bauräume an verschiedenen Kabinenschnitten.....	76
Bild 5.7	verfügbare Bauräume Seitenansicht	76
Bild 5.8	Luftwalze im Kabinenschnitt, Boeing	78
Bild 5.9	Klimapack (AGU) der Airbus A380.....	79
Bild 5.10	Klimapackleistungen	79
Bild 5.11	Platzhalter ATA21-50 AGUs und Leitungen (links A380, rechts VELA2).....	80
Bild 5.12	Zugänglichkeit AGU der A380.....	81
Bild 5.13	Bauraum des NACA-Einlaufs, rechte Seite unter der Tür	81
Bild 5.14	Außenansicht auf NACA-Einlauf und Air Generation Unit.....	82
Bild 5.15	Mischeinheit im Unterflurbereich (konventionelle Position).....	83
Bild 5.16	Mischeinheit über Kabinendach (alternative Position)	83
Bild 5.17	Frischlufsteigleitungen (konventionelles Konzept).....	84
Bild 5.18	Prinzip der Luftzirkulation am Spant 52	85
Bild 5.19	Rezirkulationssteigleitungen (alternatives Konzept).....	85
Bild 5.20	Position der Filterelement (grün) für die Rezirkulationsluft	86
Bild 5.21	Integrationsproblem der Abluftventilatoren	86
Bild 5.22	Zulauf der Rezirkulationsluft zur Frischluft (alternatives Konzept)	87
Bild 5.23	Zulauf der Rezirkulationsluft zur Frischluft (konventionelles Konzept)	87
Bild 5.24	„Trim Air“-Leitungen (alternatives Konzept)	88
Bild 5.25	„Trim Air“-Leitungen (konventionelles Konzept)	88
Bild 5.26	Niederdruckbodenanschluss und Notfallluftversorgung (alternatives Konzept)..	89
Bild 5.27	Niederdruckbodenanschluss und Notfallluftversorgung	89
Bild 5.28	Übersicht Klimasystem (alternatives Konzept).....	90
Bild 5.29	Belüftung und Beheizung der Ruheräume.....	91
Bild 5.30	Frachtraum Be- und Entlüftung und Temperaturregelung	91
Bild 5.31	Kühl- und Abluftsysteme im vorderen Flugzeubereich.....	92
Bild 5.32	Abluft- und Druckregelsystem im Heckbereich	93
Bild 5.33	Rauchmelder in den Frachträumen der A321	95
Bild 5.34	Feuerlöschflaschen für den Frachtraum.....	96
Bild 5.35	Rauchmelder und Feuerlöschdüse im Deckenbereich des Frachtraums.....	97
Bild 5.36	Rauchmelder am Abluftstrang des Avionikbereichs	97
Bild 5.37	Rauchmelder im Deckenbereich einer Toilette	98
Bild 5.38	Rauchmelder im Deckenbereich und im Abluftstrang der Besatzungsruheräume	98
Bild 5.39	Installation der Sauerstoffflaschen im Unterdeck.....	100
Bild 5.40	Installation der Sauerstoffflaschen unter dem Flugdeck	101
Bild 5.41	Installation der Sauerstoffmaskencontainer im Ruheraumbereich der Besatzung	101
Bild 5.42	Gefahrenbereich durch abfliegende Triebwerksteile nach Boettger	102

Bild 5.43	Engine Burst Simulation ATA35.....	104
Bild 5.44	Definition eine Rotorbruchstückes (linkshändiges Koordinatensystem)	105
Bild 5.45	Impact left inner fan burst.....	105
Bild 5.46	Integrationsproblem der Zapfluftverbindungsleitung.....	108
Bild 5.47	Unteransicht mit hinterer ATA36 Verbindungsleitung	109
Bild 5.48	Waste-Service-Panel und HP-GND-Connector (alternatives Konzept).....	110
Bild 5.49	HP-GND-Connector (konventionelles Konzept).....	110
Bild 5.50	Positionen von Geräten zur Bodenabfertigung.....	111
Bild 5.51	Einbauorte der Wasser- und Abwassertanks der A380	112
Bild 5.52	Abwasser- und Frischwassertankinstallation (konventionelles Konzept).....	114
Bild 5.53	Abwassertanks, Entwässerungspunkt und Frischwassertanks.....	115
Bild 5.54	compressor, potable-water-tank, water treatment unit, service-panel	116
Bild 5.55	Frischwassertanks im linken Unterflurbereich (alternatives Konzept)	116
Bild 6.1	Prüfmatrix zur Bewertung der Systemmodelle.....	117
Bild 6.2	Anteil Systemleitungen an Gesamtleitungsmasse (konventionell).....	122
Bild 6.3	Anteil Systemleitungen an Gesamtleitungsmasse (alternativ)	123
Bild 0.1	ATA 21-21 Cabin Fresh/Recirculated Air Distribution	168
Bild 0.2	ATA 21-23 Compartment Air Extraction.....	168
Bild 0.3	ATA 21-26 Avionics Equipment and ATA 21-29.....	169
Bild 0.4	ATA 21-28 Lower Deck Cargo Compartment Ventilation (fwd)	169
Bild 0.5	ATA 21-30 Pressurization Control.....	170
Bild 0.6	ATA 21-50 Air Cooling.....	170
Bild 0.7	ATA 21-55 Emergency Air Supply	171
Bild 0.8	ATA 21-61 Main Deck Temperature Control	171
Bild 0.9	ATA 21-62 Lower Deck Cargo Compartment Temperature Contr.....	172
Bild 0.10	ATA 21-63 Crew Rest Area Temperature Control and Monitoring.....	172
Bild 0.11	ATA 26-15 bis 26-18 Avionics- and Lower Deck Cargo Comp.....	173
Bild 0.12	Lower Deck Cargo Compartment Fire Extinguishing (fwd).....	173
Bild 0.13	ATA 35-00 Oxygen – General.....	174
Bild 0.14	ATA 36-00 Pneumatic – General	174
Bild 0.15	ATA 38-00 Water/Waste - General	175
Bild 0.1	ATA 21-21 Cabin Fresh/Recirculated Air Distribution Control	176
Bild 0.2	ATA 21-26 Avionics Equipment and ATA 21-29.....	176
Bild 0.3	ATA 21-50 Air Cooling.....	177
Bild 0.4	ATA 21-55 Emergency Air Supply	177
Bild 0.5	ATA 21-61 Main Deck Temperature Control	178
Bild 0.6	ATA 21-62 Lower Deck Cargo Compartment Temperature Contr.....	178
Bild 0.7	ATA 21-63 Crew Rest Area Temperature Control and Monitoring.....	179
Bild 0.8	ATA 35-00 Oxygen – General.....	179
Bild 0.9	ATA 36-00 Pneumatic – General	180
Bild 0.10	ATA 38-00 Water/Waste - General.....	180

Bild 0.1	Impact left inner fan burst.....	182
Bild 0.2	Impact left inner low pressure turbine burst.....	182
Bild 0.3	Impact left outer fan burst.....	184
Bild 0.4	Impact left outer low pressure turbine burst.....	184
Bild 0.5	Impact right inner fan burst	185
Bild 0.6	Impact right inner low pressure turbine burst.....	186
Bild 0.7	Impact right outer fan burst	187
Bild 0.8	Impact right outer low pressure turbine burst.....	187

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Selected certification requirements for aircraft systems.....	28
Tabelle 3.1	Möglichkeiten der Luftbereitstellung und Aufbereitung.....	36
Tabelle 3.2	Kabinendruckwechselgeschwindigkeiten.....	37
Tabelle 3.3	Typische Sauerstoffmangel-Symptome in verschiedenen Höhen	53
Tabelle 4.1	3-Klassen Layout VELA2	67
Tabelle 4.2	1-Klassen Layout VELA2	67
Tabelle 4.3	Frachtladekapazität VELA2	68
Tabelle 5.1	Zuordnung Cluster – ATA-Kapitel.....	72
Tabelle 5.2	Übersicht der Kabinentemperaturzonen	75
Tabelle 5.3	Übersicht installierte Tankvolumen und minimal erforderliche Tankvolumen	113
Tabelle 6.1	Vergleich der Leitungsmassen (konv. u. alt. Konzept)	121
Tabelle 0.1	Erforderliche Geräte und Bauteile bei Flugzeugen mit Druckkabine	132

Liste der Abkürzungen

3C1	three-class
A/C	Aircraft
A/I	Anti Icing
ACJ	Advisory Circular Joint
ACM	Air Cycle Machine
ADIRS	Air Data Inertial Reference System
AGU	Air Generation Unit
APU	Auxiliary Power Unit
ATA	Air Transport Association of America
ATO	Authorization to Offer
BC	Business Class
BMC	Bleed Air Monitoring Computer
BTPS	Body Temperature Pressure Saturated
CAD	Computer Aided Design
CAN	Controller Area Network
CAS	Cabin Attendant Seat
CC	Cargo Compartment
CE	Concurrent Engineering
CFCU	Centralized Flow Control Unit
CFD	Computational Fluid Dynamics
CMC	Centralized Maintenance Computer
CRC	Crew Rest Compartment
CWB	Center Wing Box
DMU	Digital Mockup
E.I.S.	Entry Into Service
EASA	European Aviation Safety Agency
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
ER	Extended Range
FAV	Fan Air Valve
FC	First Class
FDAC	Full Digital Air Generation Unit Controller
FMGS	Flight Management and Guidance System
FR	Frame
FWD	Forward
GND	Ground
HEPA	High Efficiency Particulate Air Filter
HD	Hochdruck
HP	High Pressure
HPV	High Pressure Valve

IFEC	Inflight Entertainment Center
IGW	Increased Gross Weight
IP	Intermediate Pressure
IPC	Intermediate Pressure Check Valve
IRIS	Interactive Routing and Installation of Systems
ISA	International Standard Atmosphere
ITP	Instruction to Proceed
JAA	Joint Aviation Authority
JAR	Joint Aviation Requirements
LD	Lower Deck
MG	Master Geometrie
MMEL	Master Minimum Equipment List
MTOW	Maximum Takeoff Weight
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
OBOGS	Onboard Oxygen Generating System
OPV	Overpressure Valve
OSCU	Oxygen System Control Unit
OWE	Operating Weight Empty
RAI	Ram Air Inlet
RAO	Ram Air Outlet
RAT	Ram Air Turbine
PAX	Passagier
PRV	Pressure Regulating Valve
PSC	Passenger Service Panel
PSIG	Pounds per Square Inch Gauge
RE	Requirements Engineering
SAM	Space Allocation Mockup
SDCU	Smoke Detection and Control Unit
SL	Sea Level
SPDB	Secondary Power Distribution Box
SPP	Standard Passenger Payload
STPD	Standard Temperature Pressure Saturated
SVI	Systemvorkonstruktion und Integration
TACV	Trim Air Check Valve
TAPRV	Trim Air Pressure Regulating Valve
TASOV	Trim Air Shutoff Valve
TCT	Temperature Control Thermostat
TLAR	Top Level Aircraft Requirement
TLCRD	Top Level Cabin Requirements Document
TLT	Temperature Limitation Thermostat
TOE	Turn of Engine

TUC	Time of Usefull Consciousness
VCC	Video Control Center
VELA	Very Efficient Large Aircraft
VTs	Vacuum Toilet System
YC	Economy Class, Tourist Class

1 Einleitung

Die Airbus A380-800 kann mit einem Standard Dreiklassen Layout 555 Passagiere transportieren. Ausgehend von einem weiterhin anwachsenden Verkehrsaufkommen in der zivilen Luftfahrt werden alternative Flugzeugkonfigurationen mit höheren Sitzplatzkapazitäten untersucht. Eine mögliche Lösung ist das Konzept des Nurflügelflugzeugs, das sich durch einen großvolumigen Rumpfkörper in Form eines Tragflügels auszeichnen. Neben einer hohen Nutzlastkapazität erzeugt der Rumpf zusätzlichen Auftrieb und besitzt eine geringere umspülte Oberfläche als ein vergleichbares konventionelles Flugzeug. Im Rahmen eines europäischen Forschungsprogramms werden die unterschiedlichen Studien VELA1 und VELA2 (Very Efficient Large Aircraft) hinsichtlich Aerodynamik, Flugmechanik, Struktur, Kabinenlayout, Evakuierung und Passagierakzeptanz untersucht.

Die Akzeptanz eines Passagierflugzeuges definiert sich über dem Komfort der Kabine. Die große Anzahl der Schnittstellen zwischen Kabine und der Flugzeugsystemen erfordert eine gemeinsame Betrachtung in der frühen Flugzeugentwicklungsphase, um Systeme optimal im Bauraum zwischen Kabine und Struktur unterbringen zu können.

Das System Klimaanlage ist für die Untersuchung von Integrationslösungen interessant, weil es große Bauräume benötigt. Damit hat dieses System Einfluss auf die Struktur bezüglich benötigter Durchbrüche für Klimakanäle und Befestigung von Klimakanal- und Gerätehalterungen. Bedingt durch eine hohe Anzahl von Schnittstellen gibt es Wechselwirkungen zwischen Bauteilen der Klimaanlage und Baugruppen der Kabine.

Neben dem Ziel den Raum für die Passagiere möglichst groß im Volumen auszulegen, gilt dieses auch für die Frachträume. Damit werden die Bauräume zwischen der Flugzeugaußenhautkontur und den Frachtrauminnenverkleidungen minimiert. In diesem Bereich verlaufen üblicherweise Klimaleitungen, aber es werden auch Bauräume für Geräte und Behälter anderer Systeme, wie zum Beispiel Wasser- und Abwassertanks oder Feuerlösch- und Sauerstoffflaschen reserviert. Aus diesem Grunde werden das Wasser- und Abwassersystem sowie das Feuerlösch- und Sauerstoffsystem in die Untersuchung von Integrationslösungen hinzugezogen.

Auch das Wasser- und Abwassersystem hat sehr viele Schnittstellen zur Kabine. Besonders die Toiletten- und Küchenpositionen, welche nach Wunsch der Fluggesellschaften möglichst flexibel sein sollen, erfordert eine genaue Untersuchung von Geräte- und Rohrleitungsposition.

Außerdem wird das Zapfluftsystem mit in die Untersuchung einbezogen, da es sich um ein System mit hohem Bauraumbedarf handelt und es Schnittstellen zur Klimaanlage und Wasser-/Abwassersystem hat.

Für eine komplette Integration müssten alle Systeme betrachtet werden. Es gibt noch einige Systeme die bedingt durch die große Anzahl von Leitungen oder ihren benötigten Bauraum nicht unerwähnt bleiben sollen. Dazu gehören Kabelbäume, elektrische Geräte und die

Hilfsturbine APU (Auxiliary Power Unit). Im Rahmen dieser Diplomarbeit wird der Bauraum für diese Systeme grob berücksichtigt, weitere Systeme werden nicht untersucht, da dieses zeitlich nicht machbar ist.

1.1 Motivation

Der herkömmliche Weg Systeme in einem Flugzeug unterzubringen ist, diese Systeme in eine vorgegebene Strukturumgebung zu integrieren. Ein Grund für diese Vorgehensweise liegt darin, dass in der Vergangenheit die Anzahl der zu installierenden Systeme überschaubar war. Jedoch ist der Wunsch der Fluggesellschaften nach einer komfortableren Kabine mit mehr Komponenten für Klimatisierung, Beleuchtung, Kommunikation und Unterhaltung verbunden. Die Forderung nach einer möglichst flexiblen Kabinengestaltung bei einer erhöhten Anzahl verschiedener Systemkomponenten und deren Schnittstellen und Leitungen führen zu erheblichen Wechselwirkungen bei der Integration. Aus diesem Grund ist es sinnvoll bereits in einer frühen Phase der Flugzeugentwicklung die Anforderungen aus Systemsicht auch an die Entwickler der Struktur und der Kabine zu kommunizieren.

Das Forschungsprojekt „Very Efficient Large Aircraft“ (VELA) befindet sich momentan in dieser frühen Phase und es ist bereits eine grobe Strukturumgebung verfügbar. Mit den Methoden der Systemvorkonstruktion und Integration (SVI) können jetzt Konzepte für Kabinensysteme erarbeitet werden und gemeinsam mit den Anforderungen aus Sicht der Struktur, Kabine und Systeme integriert werden.

1.2 Begriffsdefinitionen

Mock-up

Der Begriff Mock-up aus dem Englischen beschreibt ein Produktmodell im Maßstab 1:1. Durch die Anwendung von Computern und deren Leistungspotential ist man von der Erstellung von z.B. Holz- und Kunststoffmodellen hin zu virtuellen dreidimensionalen Computermodellen übergegangen. Man spricht hierbei von digitalen Modellen, also Digital Mock-ups oder in abgekürzter Form von DMUs.

1.3 Die Untersuchungsmethoden

Die heutige Systementwicklung beinhaltet neben der funktionalen Simulation auch die Erstellung von dreidimensionalen CAD-Modellen, die den Raumbedarf für Rohrleitungen und Geräte repräsentieren. Diese Modelle werden in die digital verfügbaren Flugzeugstrukturdaten aus dem Vorentwurf und dem Cabin-Lining integriert. Dieser Prozess wird im Rahmen des CE (concurrent engineering) durchgeführt, um Ergebnisse der parallel laufenden Entwicklungsprozesse der verschiedenen Ingenieurdisziplinen zusammenzuführen. Weitere Randbedingungen, die bei der Integration eines Flugzeugsystems identifiziert werden, können an die Entwicklungsabteilungen der Struktur oder die Systementwickler kommuniziert werden.

Die dreidimensionalen System-Layout-Modelle werden mit dem Werkzeug IRIS (Interactive Routing and Installation of Systems) erstellt. In der Durchführbarkeits-, Konzept- und Definitionsphase des Flugzeugentwurfes werden die erstellten System-Layout-Modelle von folgenden Spezialisten genutzt:

- System Design
- Safety Team
- Maintainability Team
- Cabin Design
- Structure Design

Zu einem fortgeschrittenen Zeitpunkt des Flugzeugentwurfes werden die Modelle von den Abteilungen der System-Installation verwendet, um die Detailkonstruktion durchzuführen.

1.4 Ziel und Aufbau der Arbeit

Ziel dieser Diplomarbeit ist, mit den verfügbaren Vorentwurfsdaten der VELA2 Konfiguration, erste Konzepte für die Kabinensysteme zu erarbeiten. Bereits bei der A380 hat sich gezeigt, dass trotz eines größeren Flugzeuges relativ wenig Einbauraum für Systeme zur Verfügung steht. Gründe sind unter anderen die größere Anzahl der zu integrierenden Systemkomponenten, Maximierung des nutzbaren Kabinenvolumens unter der gleichzeitigen Forderung nach einem schlanken Flugzeugrumpf.

Durch den Einsatz von CAD (Computer Aided Design) und der höheren Leistungsfähigkeit heutiger Computer ist es möglich bereits im frühen Flugzeugentwurf dreidimensionale Modelle der Flugzeugstruktur zusammen mit dem Cabin-Lining und Konzepten der Flugzeugsysteme darzustellen. Eine interdisziplinäre Arbeitsweise ermöglicht es dem Systemdesigner mittels der dreidimensionalen Ansichten „seines Systems“ Randbedingungen an die Struktur bzw. das Cabin-Lining zu übermitteln und so zu einem optimalen Kompromiss beim Gesamtflugzeugentwurf zu kommen.

Im Hauptteil dieser Diplomarbeit werden folgende Themenbereiche behandelt:

Abschnitt 2 stellt den Flugzeugentwicklungsprozess und die Vorgehensweise der Systemvorkonstruktion und Integration (SVI) in allgemeiner Form dar.

Abschnitt 3 beschreibt die Flugzeugstudie „Very Efficient Large Aircraft“ (VELA) und gibt einen Überblick über die zu untersuchenden Systeme Klimaanlage (ATA21), Feuerüberwachung/-löschsystem (ATA26), Sauerstoff (ATA35), Zapfluft (ATA36) und Wasser-/Abwassersystem (ATA38).

Abschnitt 4 beinhaltet eine Auswahl der Anforderungen, die bei der Erstellung erster Systemkonzepte für das Flugzeug VELA2 zugrunde gelegt werden. Die Anforderungen auf Flugzeug- und Systemebene werden identifiziert und klassifiziert.

Abschnitt 5 zeigt erste Integrationsschritte der Systemkonzepte auf Flugzeugebene. Es werden einzelne Iterationsschritte durchlaufen, um zu einem optimalen Kompromiss bei der Integration zu kommen. Dabei werden ein konventionelles und ein alternatives Konzept für jedes zu untersuchende Kabinensystem erstellt.

Abschnitt 6 beinhaltet eine Bewertung der erstellten Konzepte hinsichtlich Erfüllung der Anforderungen und Randbedingungen. Außerdem wird eine Bewertung der Rohr- und Klimaleitungen hinsichtlich installierter Längen und Massen durchgeführt, um die bessere Integrationslösung zu identifizieren.

2 Flugzeug- und Systementwicklung

2.1 Flugzeugentwicklungsprozess

Um Entscheidungen während der Durchführung eines Flugzeugprojektes fällen zu können ist es notwendig zu wissen was man hat, was man braucht, was neu entwickelt werden muss und man muss erkennen können in welchen Bereichen es zu Problemen kommen kann. Beispielhaft ist hier das Planungsmodell von Airbus (siehe Bild 2.1) dargestellt, bei dem mit Meilensteinen gearbeitet wird. Es wird definiert, wer Ergebnisse zu welchem Zeitpunkt liefern soll. Von den Verantwortlichen der beteiligten Abteilungen muss an bestimmten Meilensteinen ein Status abgegeben werden. Anhand des Planungsmodells können rechtzeitig Maßnahmen eingeleitet werden, falls die vorgegebenen Ziele nicht erfüllt werden. Damit wird sichergestellt, dass der Projektzeitplan eingehalten wird. Es werden eventuell mehr Mitarbeiter und finanzielle Mittel benötigt. Das Meilensteinkonzept ermöglicht einen Abgleich zwischen kommerziellen und technischen Zielvereinbarungen.

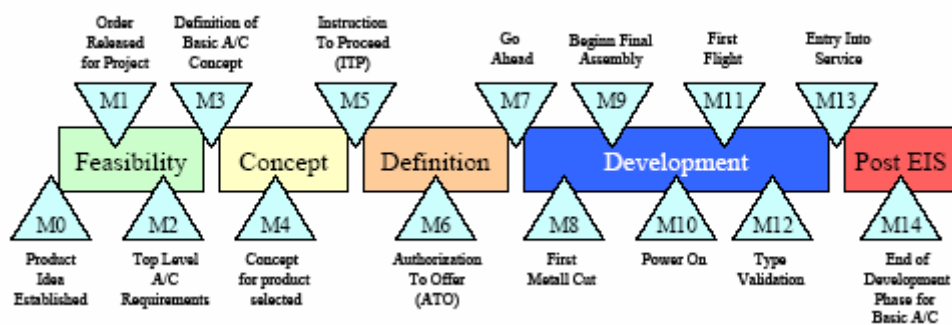


Bild 2.1 Flugzeugentwicklungsprozess (in Anlehnung an **Kallmeyer 2000**)

Der kommerzielle Meilenstein „Instruction to Proceed“ (ITP) wird genutzt, um die Ergebnisse aus der Konzeptphase zu bewerten und danach zur Definitionsphase des Flugzeugprojektes überzugehen. Der ITP-Meilenstein ist innerhalb des Planes nicht verschiebbar und zeigt an, dass Budget und Personal für die Definitionsphase freigegeben werden und dass der Projektplan vom Management akzeptiert wurde. Der kommerzielle Meilenstein „Authorization to Offer“ startet die Verkaufskampagne und kann bereits mit dem technischen Meilenstein M3 oder erst später mit M6 zusammenfallen. An diesem Meilenstein sollen die Flugzeugsystem- und Strukturspezifikationen festgelegt sein sowie die Flugleistungs- und Kostengarantien für die Kunden gewährleistet werden können. Ein Zulieferer für die Triebwerke muss ausgewählt worden sein und es wird ein Verkaufs-Mockup-Modell der Kabine zur Verfügung gestellt. Weiterhin müssen kritische Themen bezüglich behördlicher Anforderungen identifiziert worden sein und entsprechende Lösungsvorschläge präsentiert werden können. Der Meilenstein „Go Ahead“ wird auch als „program point of no return“ bezeichnet und startet Fertigungsprozesse. Eine Bedingung für die Überschreitung des Launch-Meilenstein sind unterzeichnete Verträge mit Erstkunden für

das neue Flugzeugprojekte. Weiterhin muss die Verfügbarkeit von Personal für die Fertigung bestätigt worden sein. Der Projektplan für die „development phase“, die mit dem „Go Ahead“-Meilenstein initiiert wird, muss vom Management freigegeben werden.

Anhand des Projektplanes werden die zu liefernden Ergebnisse der Abteilungen von Struktur-, Kabinen- und Systementwicklung vorgegeben. Bei der Systementwicklung geht es um eine Spezifizierung der Flugzeugsysteme bezüglich der Punkte Funktion, Leistung, Installation und Schnittstellen unter Einhaltung aller Anforderungen und Randbedingungen. Die Anforderungen werden im Rahmen des „Requirement Engineering“ (RE) gesammelt, nach erforderlichen oder wünschenswerten Anforderungen auf Flugzeugebenen, Systemebenen und Komponentenebene klassifiziert und mittels Datenbanken und Dokumenten kommuniziert.

Im Rahmen des Flugzeugentwicklungsprozesses bei Airbus gibt es die Aktivität „System Integration“. Diese entspricht nicht der „System Vorkonstruktion und Integration“ (SVI), die in dieser Diplomarbeit durchgeführt wird. Bei der „System Integration“ geht es um die funktionale Integration eines Systems oder Gerätes in eine simulierte Flugzeugumgebung. Ein Beispiel dafür ist die Überprüfung von Komponenten des Hochauftriebssystems im so genannten „iron bird“, einem Teststand am Boden.

Bei der „System Vorkonstruktion und Integration“ geht es um eine Pre-Integration der Flugzeugsysteme mit dem Fokus auf Bauraumbedarf von Leitungen und Komponenten innerhalb der Flugzeugumgebung. Die Pre-Integration wird im Zeitfenster der Meilensteinen M0 bis M7, also im Bereich in dem Meilensteine als Entscheidungshilfen dienen, durchgeführt.

2.2 System Vorkonstruktion und Integration

Die System Vorkonstruktion und Integration (SVI) startet mit der Machbarkeitsphase, findet statt während der Konzeptphase und endet nach der Definitionsphase. Ziel ist es zu einem frühen Zeitpunkt integrierbare und optimierte Systemkonzepte anzubieten, um kostspielige Änderungen zu einem fortgeschritten Entwicklungszeitpunkt zu vermeiden. Mit der Vorgehensweise der System Vorkonstruktion und Integration können die Konzepte der einzelnen Fachdisziplinen, die aufgrund der hohen Komplexität der Flugzeugsysteme meist auf Sub-ATA-Ebene arbeiten, auf Gesamtflugzeugebene betrachtet werden. Diese Vorgehensweise ermöglicht den Beteiligten den Austausch von Informationen bezüglich Anforderungen, Randbedingungen und Beschränkungen bei der Integration der Systemkonzepte. Durch die Komplexität der Systeme, die Forderung nach leichten Flugzeugstrukturbauteilen und einer optimalen Kabine, die als Schnittstelle von Passagieren und Besatzungen zum Flugzeug funktioniert, gibt es eine sehr hohe Anzahl von Anforderungen und Randbedingungen, die erfüllt werden müssen. Zunächst werden Daten über das neue Flugzeug und die Anforderungen an die zu integrierenden Systeme benötigt.

Dann werden mindestens ein Blockschaltbild und eine generelle Systembeschreibung erstellt. Im nächsten Schritt wird das Blockschaltbild in eine dreidimensionale Architektur umgesetzt. Das einzelne System wird für sich optimal in die Flugzeugstruktur möglichst kollisionsfrei integriert. Eine vollständige Kollisionsfreiheit lässt sich meist nicht realisieren und ist teilweise auch gewollt, da die Vorgehensweise der Systemvorkonstruktion und Integration genutzt wird, um die Anforderungen der Systemseite bei der Strukturauslegung mit einzubringen. Nachdem problematischen Einbauräume im Flugzeug identifiziert sind und für alle Flugzeugsysteme mindestens ein für sich optimales Konzept erstellt wurde, gilt es einen Zwischenstand aller Systeme mit einem Reifegrad als Basis festzuhalten. Im weiteren Verlauf müssen alle Systemkonzepte kollisionsfrei untereinander in die Flugzeugumgebung integriert werden. Viele Anforderungen der Systeme führen zu gegensätzlichen Lösungen und es müssen anhand der Systemmodelle Entscheidungen getroffen werden, welche Kombination von Systemkonzepten zu einem optimalen Gesamtflugzeugentwurf führen. Dabei ist sicherzustellen, dass die nicht einzuhaltenden Anforderungen keine sind, die die Zertifizierung, die Sicherheit und die Zulassung des Flugzeugs gefährden. Grundsätzlich sollte versucht werden, alle Anforderungen zu erfüllen, aber wenn die Entwicklung eines Systems zum Beispiel zu sehr komplexen, schwer herzustellenden Komponenten geht, dann müssen einige ursprünglich aufgestellte Anforderungen nochmals hinterfragt und eventuell geändert werden.

Nachdem eine Kombination von Systemkonzepten kollisionsfrei untereinander und in die Flugzeugumgebung integrierbar ist, werden diese als Basis mit einem höheren Reifegrad festgehalten. Wird nach diesem Zeitpunkt eine Änderung einer Einbauposition als notwendig erachtet, hat dies auf benachbarte Systemkomponenten einen erheblichen Einfluss. Wird ein Gerät verschoben, verschieben sich auch die angeschlossenen Leitungen, was dann wiederum zu Überschneidungen mit benachbarten Leitungen anderer Systeme führen kann. Diese Kollisionen müssen beseitigt werden und zu einer Integrationslösung führen, bei der die anfangs gestellten Anforderungen eingehalten werden.

2.2.1 Requirements Engineering (RE) und das V-Modell

Die Anforderungen und Randbedingungen der Flugzeugsysteme, deren Funktion sowie die Komponenten und deren Schnittstellen, werden zunächst in Dokumenten beschrieben. Die Systeme werden in Sub-ATA-Kapitel eingeteilt und jeweils durch ein Dokument beschrieben. Der Zweck dieser Dokumente ist den Beteiligten Entwicklern an jeder Entwicklungsstufe einen Überblick über die zu installierenden Systeme zu geben. Weiterhin kann die Konsistenz der Systemmodelle mit den Spezifikationen des Flugzeugs überprüft werden. Die Schnittstellen zwischen System und System, System und Struktur/Interior und System und dessen Installation werden dokumentiert. Es ist möglich, die Evolution, also die Entwicklung

der einzelnen Systemkonzepte zu verfolgen und es wird aufgezeigt, warum bestimmte technische Entscheidungen durchgeführt wurden.

Die Inhalte der System-Dokumente beziehen sich auf Informationen aus anderen Dokumenten. Die folgende Liste zeigt Themen die berücksichtigt werden:

- System Anforderungen
- Systembeschreibungen
- Technische Entwicklungsrichtlinien
- Wartungskonzepte
- Verfügbare Technologien, Ergebnisse aus Forschung
- Kenntnisse aus vorherigen Entwicklungen
- Nutzung von bereits entwickelten Bauteilen, Austauschbarkeit von Komponenten
- Anforderungen vom Standpunkt des Bodenservices
- Anwendung von Standards

Ein System wird zunächst spezifiziert. Die Spezifikation wird Abgeleitet aus Anforderungen, die nach Flugzeuganforderungen (höchste Ebene), Systemanforderungen und Geräteanforderungen (niedrigste Ebene) gegliedert sind. Die Evolutionsstufen der Systemdefinition und eine Liste der technischen Entscheidungen, sowie die folgenden Themen werden dokumentiert:

- Funktion des Systems
- Leistungen die das System erreichen muss
- Schnittstellen zu anderen Systemen
- Anforderungen aus dem Betrieb
- Zertifizierung
- Sicherheitsanforderungen
- Nutzung von bereits entwickelten Bauteilen, Austauschbarkeit von Komponenten

Außerdem werden die Grundlagen für die Entwicklung des Systems und die Gründe für eine eventuelle Änderung eines existierenden Systems beschrieben. Weiterhin wird das gewählte System, dessen Architektur sowie die Schnittstellen und Interaktionen zwischen Komponenten innerhalb des Systems beschrieben.

Das V-Modell beschreibt den Informationsfluss bezüglich der Anforderungen auf Flugzeug-, System- und Geräteebene (Bild 2.2).

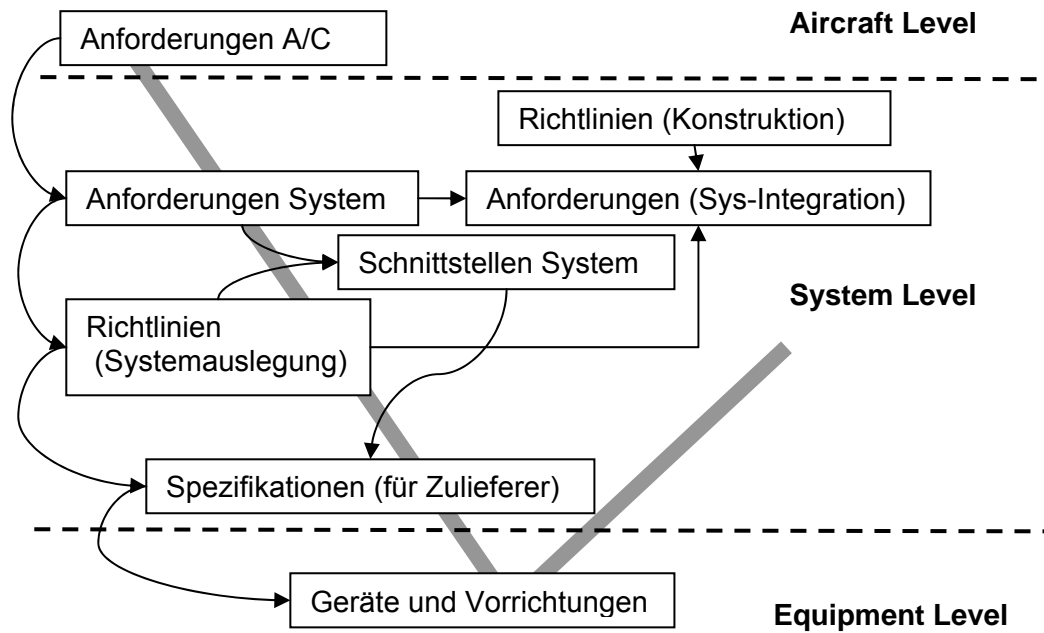


Bild 2.2 V-Modell, Systemanforderungen/-beschreibung (in Anlehnung an AP2288, S.49)

Wenn ein Flugzeughersteller den Bedarf für ein neues Flugzeug zur Abdeckung eines bestimmten Marktsegmentes erkennt, werden daraus die ersten Anforderungen abgeleitet. Diese „Top Level Requirements“, also die Anforderungen der höchsten Stufe, können beispielsweise den Bau ein neues Langstreckflugzeug erfordern. Daraus lassen sich die ersten „Top Level Aircraft Requirements“ ableiten, wie die Reichweite und die zu transportierende Nutzlast oder die Anzahl der Passagier. Im weiteren Verlauf werden die Anforderungen immer detaillierter auf System/Strukturanforderungen bis auf Geräteebene herunter gebrochen. Wenn die Anzahl der zu transportierenden Passagiere festgelegt ist kann daraus die Anzahl der erforderlichen Küchen und Toiletten abgeleitet werden. Daraus lassen sich wiederum die erforderlichen Wasser- und Abwassertankgrößen und Rohrleitungslängen berechnen. Wenn diese Größen bestimmt sind, können die erforderlichen Rohrleitungsdurchmesser und Ventilgrößen berechnet werden. Das folgende Schema zeigt die Verkettung der Anforderung von höchster Ebene bis zur Geräte- oder Bauteilebene.

Neben diesen verketteten Anforderungen „traceable requirements“ (Bild 2.3), die sich zu einer Anforderung höherer Stufe zurückverfolgen lassen, gibt es auch allein stehende, abgeleitete Anforderungen „derived requirements“ die nicht mit höheren Anforderungen verkettet sind. Diese Anforderungen werden abhängig vom gewählten System aufgestellt, damit dieses eine bestimmte Funktion erfüllen kann.

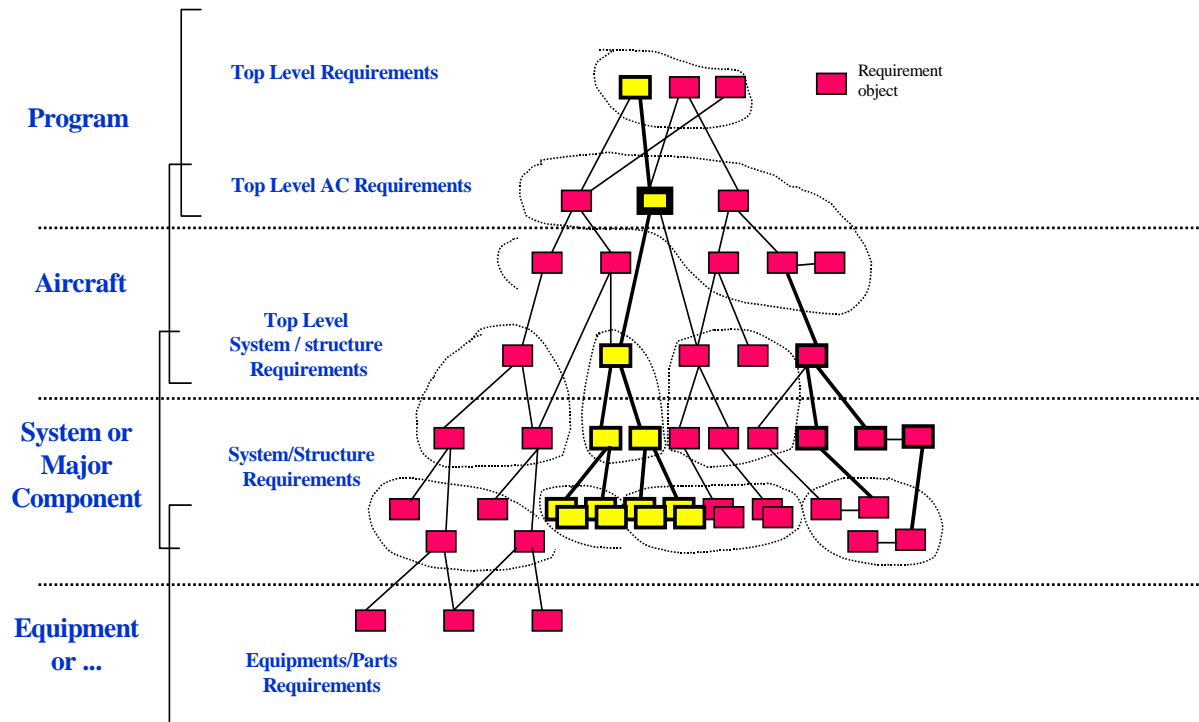


Bild 2.3 Verknüpfung von Anforderungen (Zysk 2005)

Die Anforderungen und Informationen werden in Form von Dokumenten und Datenbanken von vielen Beteiligten eines Projektes erstellt und verwaltet. Da sich das in dieser Diplomarbeit zu betrachtende Flugzeug VELA2 in einer sehr frühen Phase der Untersuchungen befindet, kann nicht auf alle Dokumente und Informationen bezüglich Anforderungen zugegriffen werden. Es ist teilweise notwendig einige Anforderungen aus früheren Flugzeugentwicklungen zu übernehmen und bei anderen Anforderungen Annahmen zu machen. Eine Klassifizierung und Gliederung von Anforderungen erfolgt nach dem Schema in Bild 2.4.

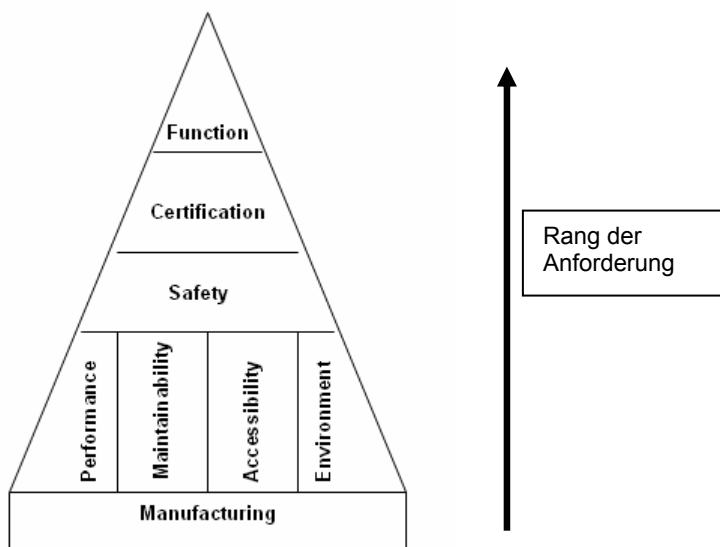


Bild 2.4 Klassifizierung von Anforderungen

Anforderungen an ein System sind:

- funktionale Anforderungen „Function“
- Zulassungsanforderungen „Certification“
- Zuverlässigkeitsanforderungen „Safety“
- Leistungsanforderungen „Performance“
- Forderung der Wartbarkeit „Maintainability“
- Forderung nach Zugänglichkeit „Accessibility“
- Forderungen aus/an die Umgebung „Environment“
- Anforderungen aus der Fertigung und Herstellung „Manufacturing“

Funktionale Anforderungen können zum Beispiel die Reihenfolge anzuschließender Geräte eines Leitungsstrangs vorgeben, wenn diese Reihenfolge zur Erfüllung einer bestimmten Funktion nur so erfolgen darf. Damit die Geräte oder Systeme die in einer bestimmten Art und Weise verbunden sind, in ein Flugzeug integriert werden können gilt es bestimmte Zulassungsanforderungen zu erfüllen. Um die Zuverlässigkeit von Geräten und Systemen zu erhöhen müssen weiterhin Sicherheitsanforderungen beachtet werden. Weitere Anforderungen können spezifiziert sein, um die Leistung, Wartbarkeit, Zugänglichkeit oder den Einfluss eines Gerätes oder Systems auf die Umgebung zu beeinflussen. Auch Anforderungen aus dem Bereich Fertigung sind von Bedeutung, da hier erheblich Kosten anfallen können.

Prämissen sind die Forderung nach geringer Masse und geringem Platzbedarf von Systemkomponenten sowie die Forderung nach geringen Betriebs- und Anschaffungskosten.

Ein System muss innerhalb seiner Systemgrenzen eine Funktion erfüllen. Je mehr Schnittstellen an der Systemgrenze auftreten, desto komplexer wird auch die Überprüfung auf Einhaltung der funktionalen Anforderungen. Die Prüfung eines komplexen Flugzeugsystems wird heutzutage mit Simulationsprogrammen, Testständen und Tests am Boden sowie im Fluge, durchgeführt.

Die funktionalen Anforderungen an ein System können mittels zweidimensionaler Schaltpläne und Blockschaltbilder dargestellt und danach in ein dreidimensionales Systemmodell, das für die Integrationsuntersuchung genutzt wird, umgesetzt werden. Der korrekte Anschluss der Leitungen und die Positionierung der Geräte kann durch einen Abgleich zwischen 2d-Schaltbild und 3d-Modell geprüft werden.

Im nächsten Schritt muss ein System auf Erfüllung der Zulassungskriterien überprüft werden. Für eine Überprüfung eines Systems werden behördliche Richtlinien und Standards hinzugezogen. Die Zertifizierung großer Transportflugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse von mehr als 5700 kg erfolgt in Europa nach den „Joint Aviation Requirements“ Abschnitt 25 (JAR-25), die von der europäischen Behörde „European Aviation Safety Agency“ (EASA) herausgegeben werden. In den Vereinigten Staaten von Amerika erfolgt die

Zertifizierung dieser Flugzeuge nach den „Airworthiness Standards for Transport Category Aircraft“ Abschnitt 25 (FAR-25).

Tabelle 2.1 beinhaltet die relevanten Abschnitte der bei der Zertifizierung einzuhaltenden Anforderungen für die Integrationsuntersuchung der VELA2 Kabinensysteme. Eine detaillierte Erklärung der Zulassungsanforderungen erfolgt im Anhang A für die jeweiligen Systeme.

Tabelle 2.1 Selected certification requirements for aircraft systems based on JAR-25 (Scholz 2005_a)

Identifier name of system	applicable sections
21 air conditioning	831-833: Sections under the heading „ventilation and heating“ 841-843: Sections under the heading “Pressurization” 1461: Equipment containing high energy rotors
26 fire protection	851-867: Sections under the heading “Fire protection”
35 oxygen	1439: Protective breathing equipment 1441: Oxygen equipment and supply 1443: Minimum mass flow of supplemental oxygen 1445: Equipment standards for the oxygen distributing system 1447: Equipment standards for oxygen dispensing units 1449: Means of determining use of oxygen 1450: Chemical oxygen generators 1451: Fire protection for oxygen equipment 1453: Protection of oxygen equipment from rupture
36 pneumatic	1438: Pressurisation and low pressure pneumatic systems
38 water / waste	1455: Draining of fluids subject to freezing X799: Water systems

Die Sicherheit und Zuverlässigkeit eines Flugzeuges ist stark abhängig von den Systemen und deren Komponenten. Die Forderung nach möglichst zuverlässigen Systemen erfordert eine genaue Kenntnis über die Interaktionen zwischen Systemkomponenten und der Flugzeugsysteme untereinander.

2.2.2 Konzepterstellung

Um mit den verfügbaren Informationen ein System Layout für ein Konzept erstellen zu können wird die Flugzeugstruktur und das Flugzeuginterior in Form von dreidimensionalen Daten benötigt. In der frühen Entwicklungsphase bezieht man sich auf die ersten Vorentwürfe von Strukturbauteilen, die durch einfache Geometrien ohne Durchbrüche und Aussparungen beschrieben werden. Diese Geometrien werden als „Master Geometrie“ (MG) oder „Space Allocation Mock-up“ (SAM) bezeichnet. Mit den verfügbaren Informationen über, und Anforderungen an das Flugzeugsystem, die Flugzeugstruktur und die Kabine wird die Systemarchitektur für ein Sub-ATA-Kapitel in ein dreidimensionales System Layout Konzept umgesetzt. Dieses Modell steht allen Beteiligten aus den Entwicklungsabteilungen Struktur,

Kabine und Systemen zur Verfügung. Mit den dreidimensionalen Daten kann der iterative Prozess der Integration von Struktur, Kabine und Systemen gestartet werden.

2.2.3 Integration

Nach der Konzepterstellung auf Sub-ATA-Ebene und der Integration in die Flugzeugumgebung, werden mehrere Systemkonzepte gemeinsam betrachtet. Dieses ermöglicht eine Integration auf ATA-Ebene oder auch auf Systemebene. Hierbei ist zu unterscheiden, denn ein Blick auf die System Layout Konzepte auf Systemebene kann mehrere Sub-ATA-Kapitel und deren Komponenten beinhalten. Dieses wird genutzt um die Schnittstellen zwischen den Systemen räumlich in der Flugzeugumgebung festzulegen. Falls eine Komponente die einem Sub-System zugeordnet ist, eine Schnittstelle zu einem anderen Sub-System hat, muss bei einer Änderung der Komponentenposition auch die neue Position der Schnittstelle berücksichtigt werden. Je mehr Systemmodelle vorhanden sind, desto größer sind die Auswirkungen der Änderungen. Mit einem CAD-Werkzeug ist die Berechnung von Überschneidungen zwischen Geometrien einfach zu bewerkstelligen. Mit dem CAD-Programm IRIS „Interactive Routing and Installation of Systems“ (EADS CIMPA 2002) werden die kritischen Bereiche grafisch und in Textform dargestellt. In Bild 2.5 ist die Überschneidung einer Feuerlöschleitung mit einer Abluftleitung der Klimaanlage dargestellt.

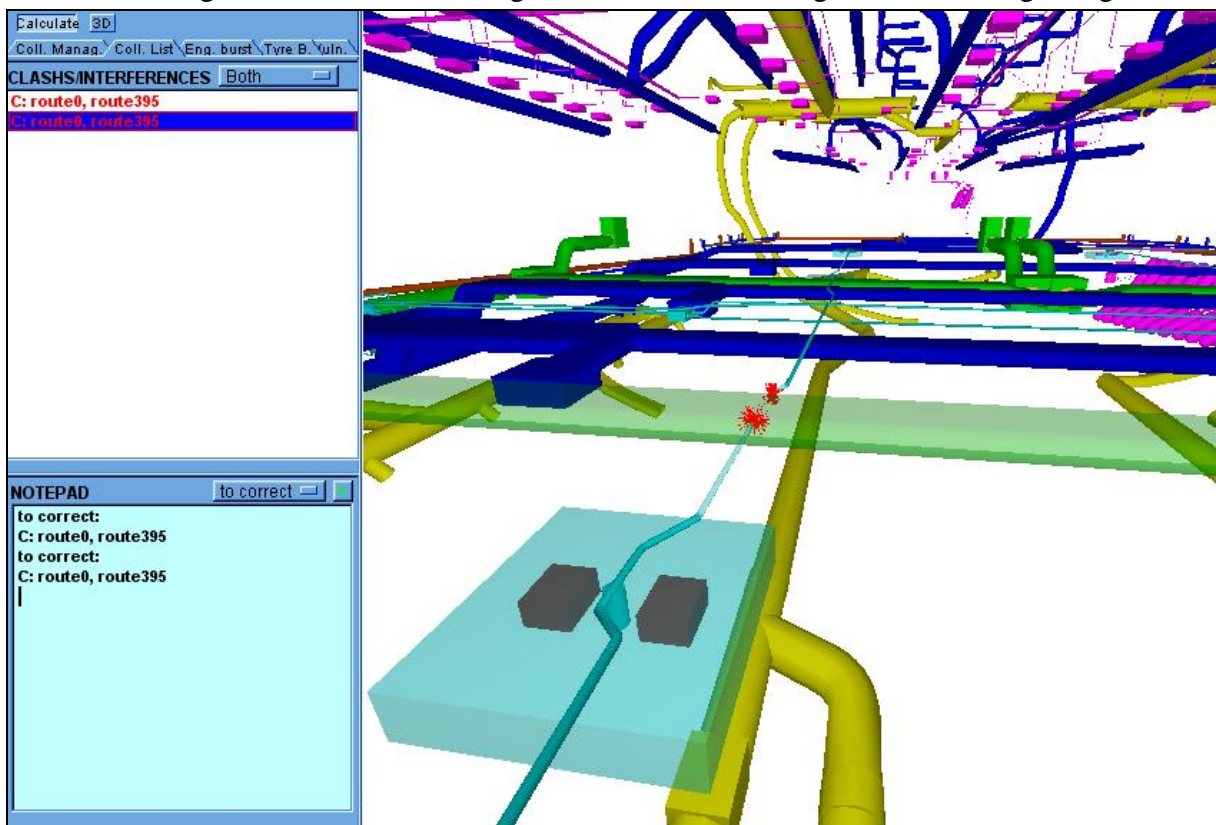


Bild 2.5 Kollisionsuntersuchung zwischen Systemen

Mit Hilfe des Programms IRIS lassen sich nicht nur Kollisionen zwischen Geometrien der Systeme untereinander, sondern auch Überschneiden der Systemgeometrien mit der

Flugzeugstruktur aufzeigen und als Textdatei exportieren. In Bild 2.6 sind die Überschneidung zwischen Platzhaltern für die vorderen Druckregelventile (blau transparent) und den Spantgeometrien (grau transparent) dargestellt.

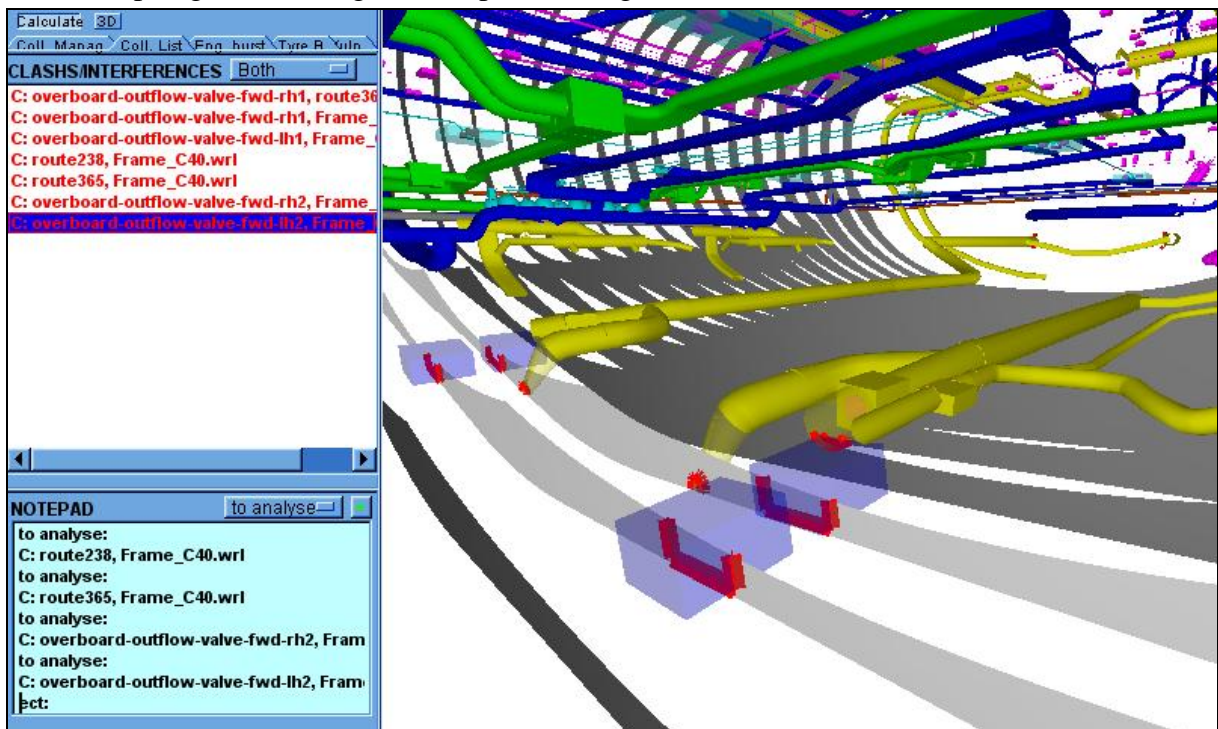


Bild 2.6 Kollisionsuntersuchung zwischen System- und Strukturbauteilen

Weiterhin sind Untersuchungen hinsichtlich Gefährdung der Systemkomponenten und Rohrleitungen durch abfliegende Rotorteile der Triebwerke mögliche. In Bild 2.7 sind die Triebwerksrotoren und deren Gefahrenbereich bei einer Beschädigung und dem Ablösen des Rotors oder seiner Teile dargestellt.

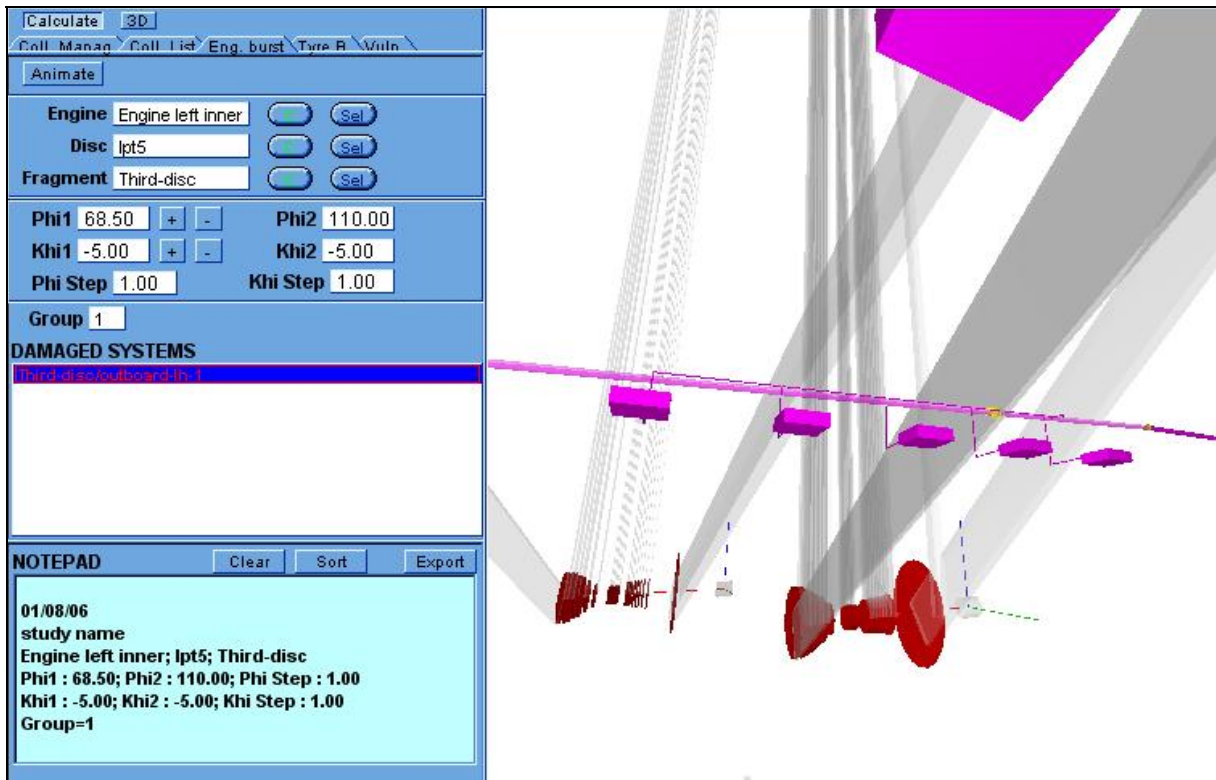


Bild 2.7 „Engine Burst“ Simulation

Weiterhin können Gefahrenbereiche abfliegender Reifenteile am Fahrwerk sowie unterschiedlichen Beschädigungsarten der Reifen simuliert werden.

2.2.4 Konzeptbewertung

Nach der Erstellung und der Integration mehrere Konzepte folgt eine Bewertung der Lösungen. Zunächst wird überprüft, ob alle Anforderungen and Randbedingungen erfüllt werden. Dann wird untersucht, welche Kombination von Systemkonzepten zu einem Optimum bezüglich der Integration auf Flugzeugebene führt. In Anlehnung an den iterativen Entwicklungsprozess nach **Torenbeek 1976** (S.16) lassen sich die Bewertungsschritte bei der Entwicklung der System Layout Modelle wie in folgendem Bild 2.8 darstellen. Nach Torenbeek gibt es zusätzlich die Möglichkeit eine Anforderung zu Ändern. Dieses wäre nötig, wenn sich eine Entwicklung nicht zu einem optimalen Ergebnis führen lässt. Die Möglichkeit zur Änderung der Anforderungen soll in dieser Diplomarbeit nicht verfolgt werden.

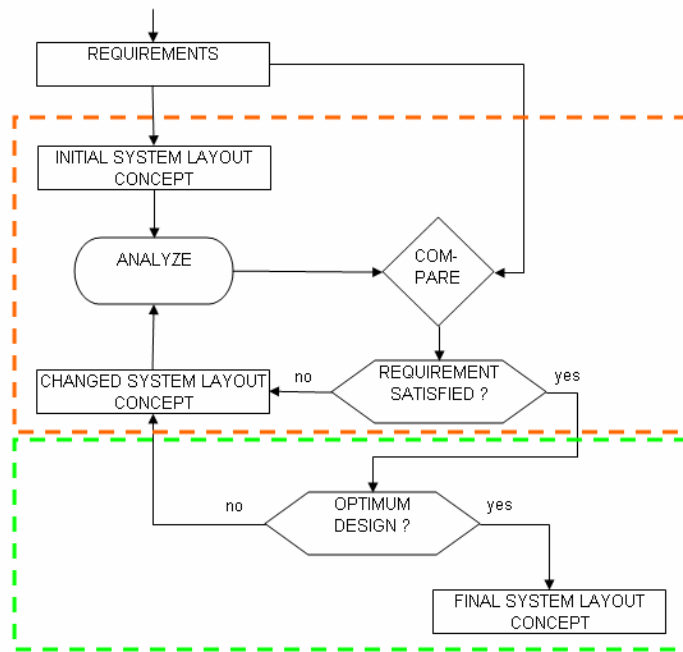


Bild 2.8 Vorgehensweise bei der Konzeptbewertung

3 Flugzeug- & Systembeschreibung

Im folgenden Abschnitt erfolgt eine kurze Beschreibung des Flugzeuges VELA2. Unter dem Abschnitt Systembeschreibung werden Kabinensysteme, die in konventionellen Flugzeugen integriert sind, erklärt. Weiterhin werden erste Überlegungen hinsichtlich Geräte und Leitungspositionen der Systeme im VELA2 Flugzeug gemacht.

3.1 Very Efficient Large Aircraft

Beim VELA2 Flugzeug sind Rumpf und Flügel miteinander verschmolzen. Im Vergleich zu heutigen konventionellen Langstreckenflugzeugen ist der Rumpf relativ kurz. Dafür bietet der Rumpf in der Breite mehr nutzbaren Raum für die Unterbringung von Nutzlast und Passagieren. Das VELA2 Flugzeug wird mit vier Triebwerken, die dem Trent 900 Technologiestand entsprechen, ausgestattet sein. Die Triebwerke werden, wie bei konventionellen Flugzeugen, unter den Tragflächen angeordnet. Weiterhin ist ein Doppelseitenleitwerk vorgesehen. Das Maximale Startgewicht beträgt 690,7 Tonnen und die Auslegungsreichweite mit 750 Passagieren liegt bei 7650 nautischen Meilen (14168 km).

3.1.1 Einsatz des Flugzeugs

Das heutzutage von der Kapazität her größte konventionelle Flugzeug für den Transport von Passagieren ist die Airbus A380. Bei einem Dreiklassenlayout werden 555 Passagiere (SPP 52,723 t) über eine die Auslegungsreichweite von 8000 nm (14816 km) transportiert. Weitere Daten sind im folgenden Diagramm abzulesen.

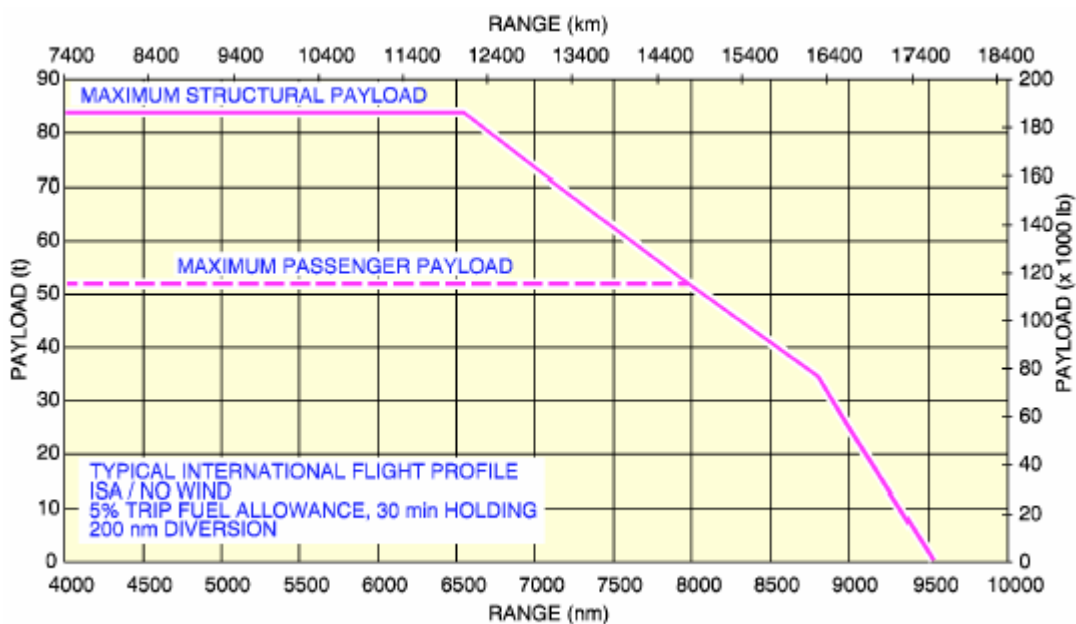


Bild 3.1 Nutzlast-Reichweitendiagramm A380-841 mit TRENT 970 Triebwerken (Airbus 2005)

Derzeit geht man davon aus, dass mit der Airbus A380 die Grenzen der konventionellen Flugzeugauslegung erreicht wurden. Um noch mehr Nutzlast über ähnliche Distanzen zu befördern wird unter Anderem das Konzept des Nurflüglers untersucht. Das folgende Diagramm zeigt die möglichen Reichweiten bei verschiedenen Beladungen des VELA2 Flugzeugs.

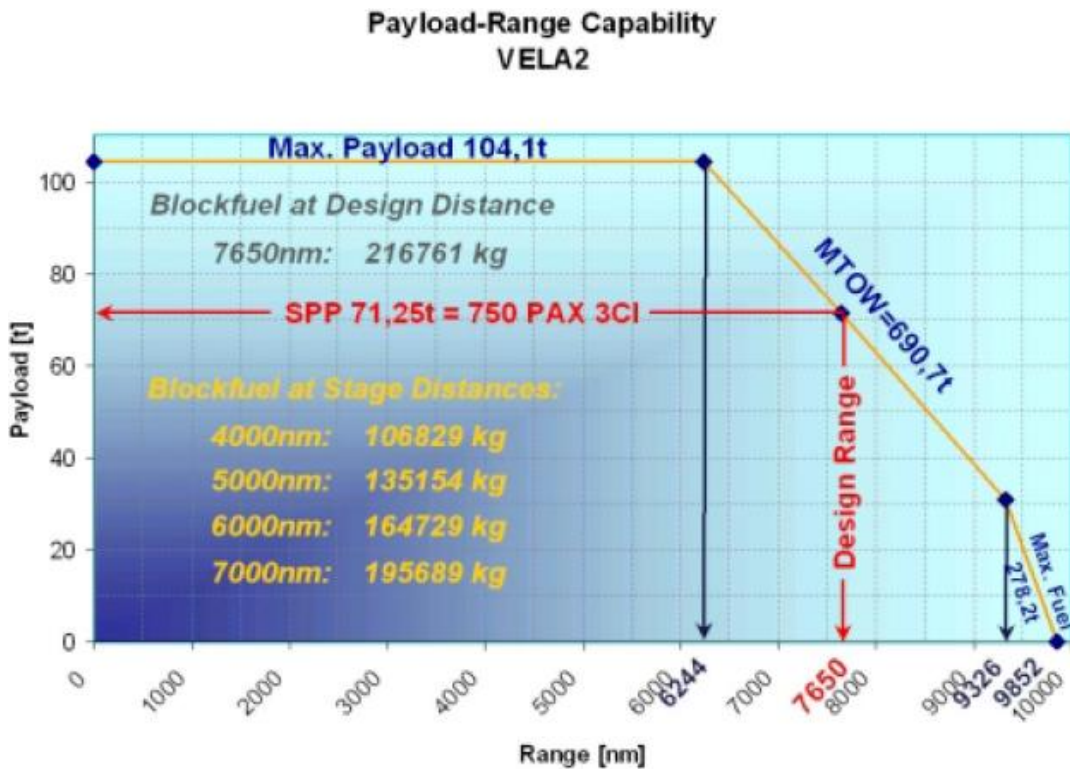


Bild 3.2 Nutzlast-Reichweiten Diagramm VELA2 (Airbus 2004)

Im Vergleich zur Airbus A380 könnte das VELA2 Flugzeug 555 Passagiere, die zudem sehr komfortabel reisen würden, über eine Distanz von ungefähr 8400 nm (15557 km) befördern. Beim Flug des VELA2 Flugzeug über eine Distanz von 8000 nm, also der Auslegungsreichweite der A380, könnten in einem Dreiklassenlayout ungefähr 664 Passagiere befördert werden.

3.1.2 Entwurf des Flugzeugs

Im Vergleich zu einem konventionell ausgelegten Flugzeug ist die Kabine eines Nurflüglers relativ kurz. Durch den kontinuierlichen Übergang des Rumpfes in den Flügel ergibt sich jedoch zusätzlicher Raum über die Breite des Flugzeugs. Da der Rumpf mit dem Flügel verschmolzen ist wird neben dem Begriff Nurflügler „Flying Wing“ auch die Bezeichnung „Blended Wing Body“, also Mischung von Rumpf und Flügel, genutzt. Die folgenden Bilder zeigen Außenansichten des Nurflüglers VELA2.

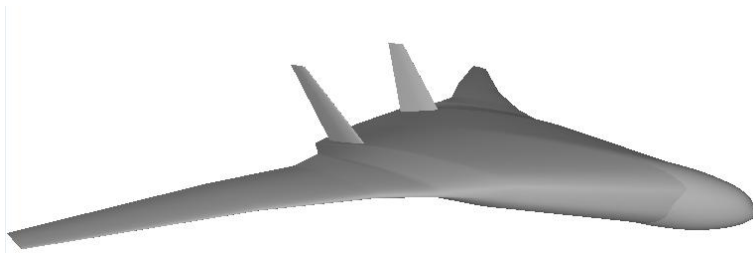


Bild 3.3 VELA2 perspektivische Sicht von vorne

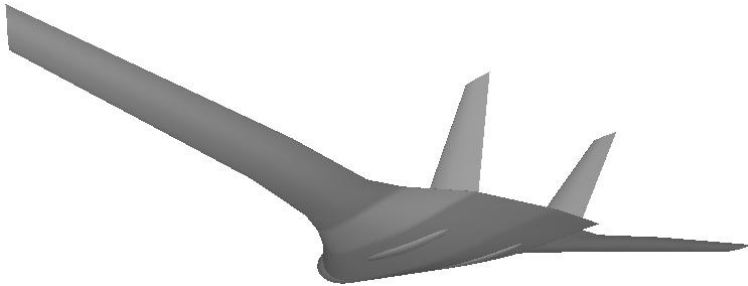


Bild 3.4 VELA2 perspektivische Sicht von hinten

Das folgende Bild 3.5 zeigt Strukturbauteile des Rumpfes. Für die Integrationsuntersuchung der Kabinensysteme stehen neben der Außenhülle noch die innere Druckhülle, Türrahmen, Fußböden und Fahrwerksschächte zur Verfügung. Die Geometrischen Daten der Triebwerke und der Pylons stehen nicht zur Verfügung. Die Positionen der Triebwerke und Pylons werden aus anderen Zeichnungen ermittelt und durch einfachen Geometrien repräsentiert, um später die Rohrleitungen des Zapfluftsystems integrieren zu können

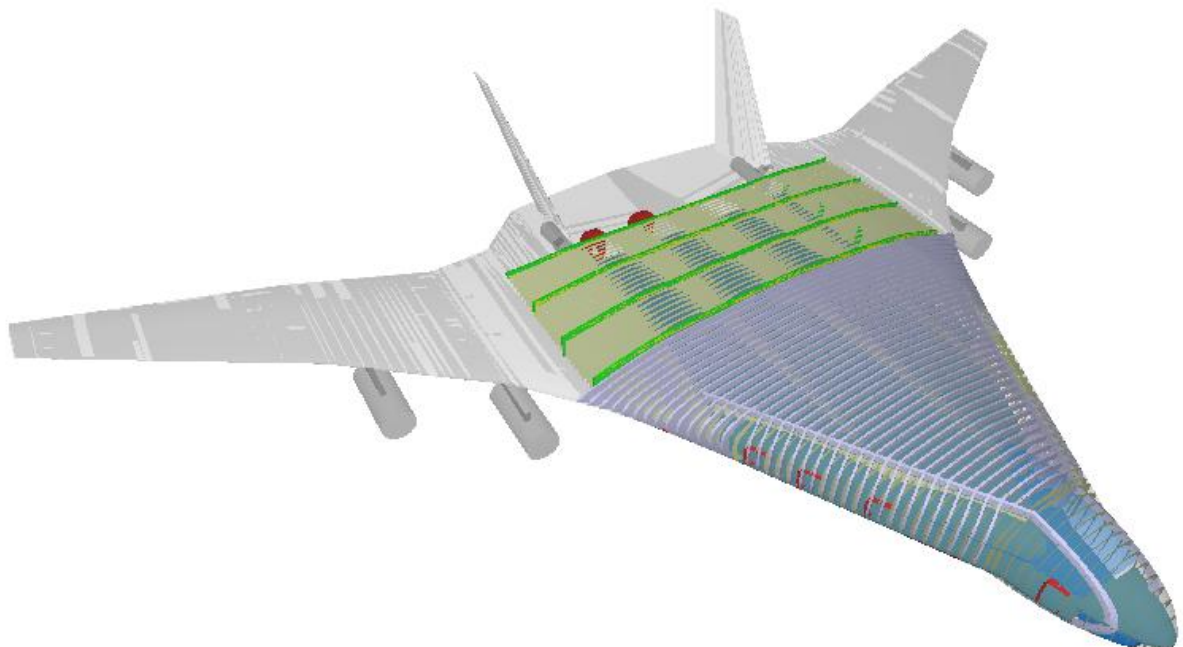


Bild 3.5 Master Geometrie VELA2

3.2 Klimaanlage

Die Aufgabe der Flugzeugklimaanlage ist es den Druck und die Temperatur in der Flugzeugkabine auf für den Menschen angenehme Werte einzustellen. Für die Auslegung der Flugzeugklimaanlage ist nach der Größe der zu versorgenden Kabine und nach der Einsatzhöhe des Flugzeuges zu unterteilen (Druckkabine Ja/Nein). Die folgende Tabelle nach (Carl 1995) gibt einen Überblick über die Möglichkeiten der Luftbereitstellung und Aufbereitung für Flugzeuge unterschiedlicher Kabinenart und Kabinengröße.

Tabelle 3.1 Möglichkeiten der Luftbereitstellung und Aufbereitung

Flugzeuge		Druckluftversorgung (Pneumatik)			Kühlung	Heizung
		Quellen	Druck vor Luftaufbereitung	Temp.		
ohne Druckkabine		-	-	-	- meist mittels Stauluft während des Fluges - mit Unterstützung eines Gebläses am Boden	mittels -elektrischer Heizer -Verbrennungsheizer -Abgas-Wärmetauscher
mit Druckkabine	kleine	-Rootsgebläse -mech. Kompr. -Zapfluft	20-30 PSI _g (1,4-2 bar)	max. 100°C	Meist mittels Verdampferkühlanlage (Kühlschrankprinzip)	- meist mittels Pneumatikluft - zusätzlich elektrischer Heizer
	mittlere	-Turbokompr. -Zapfluft	30-50 PSI _g (2-3,1 bar)	150-200°C geregelt	-Verdampferkühlanlage -Expansionskühlanlage (Kühlturbine)	- mit Pneumatik-Luft oder - Mischen von Kaltluft und Heißluft (Temp.-regelung)
	Großraum	-Zapfluft	45 PSI _g geregelt (3,1 bar)	≈180°C geregelt	Expansionskühlanlage	In einigen (Fracht-) Räumen mittels Zapfluft und/oder elektrischer Heizer

Bei der Flugzeugkonfiguration VELA2 handelt es sich um ein Großraumflugzeug und das Missionsprofil erfordert eine Druckkabine. Aus den Anforderungen auf Flugzeugebene und dem gegebenen Technologielevel (A380 E.I.S. 2006) für die zu integrierenden Systeme wird im folgenden Kapitel das Prinzip der mit Zapfluft betriebenen Expansionskühlanlage verfolgt. Ein alternatives System wäre eine Expansionskühlanlage die mit Luft von einem elektrisch betriebenen Kompressor versorgt wird.

3.2.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 21

Das Klimaanlage system wird auch als „Environmental Control System“ bezeichnet. Dieses System gehört zu den überlebenswichtigen Systemen für die Passagiere und Besatzung eines Flugzeugs dessen Einsatzhöhe 8000 ft überschreitet. Da der Luftdruck eine Funktion der Höhe ist und der Sauerstoffpartialdruck proportional zum Gesamtluftdruck ist, wird ab einer Flughöhe von 8000 ft eine Regelung des Kabinendrucks (halten einer bestimmten Kabinenhöhe) notwendig, um die Lebensfunktionen und Leistungsfähigkeiten der Flugzeuginsassen aufrecht zu erhalten. Weiterhin müssen die Druckwechselgeschwindigkeiten beim Auf- und Abbau des Kabinendrucks gering gehalten werden (Maier-Witt, Mainusch 2005). Dabei gilt es folgende Grenzwerte nach Tabelle 3.2 einzuhalten:

Tabelle 3.2 Kabinendruckwechselgeschwindigkeiten

Kabinendruck	Druckwechsel		Höhenwechsel [ft/min] (SL)
	[psi/min]	[hPa/min]	
Anstieg (Sinkflug)	0.16	11	300
Abstieg (Steigflug)	0.26	18	500

In heutigen Verkehrsflugzeugen kommen mindestens zwei voneinander unabhängige Klimaanlage zur Anwendung. In der Boeing 747 gibt es drei Luftaufbereitungseinheiten „Air Conditioning Packs“. Bei Airbus wird neben der Bezeichnung „Air Conditioning Pack“ auch der Begriff „Air Generation Unit“ verwendet. Die wichtigsten Komponenten des „Environmental Control Systems“ sind in Abbildung 3.6 dargestellt.

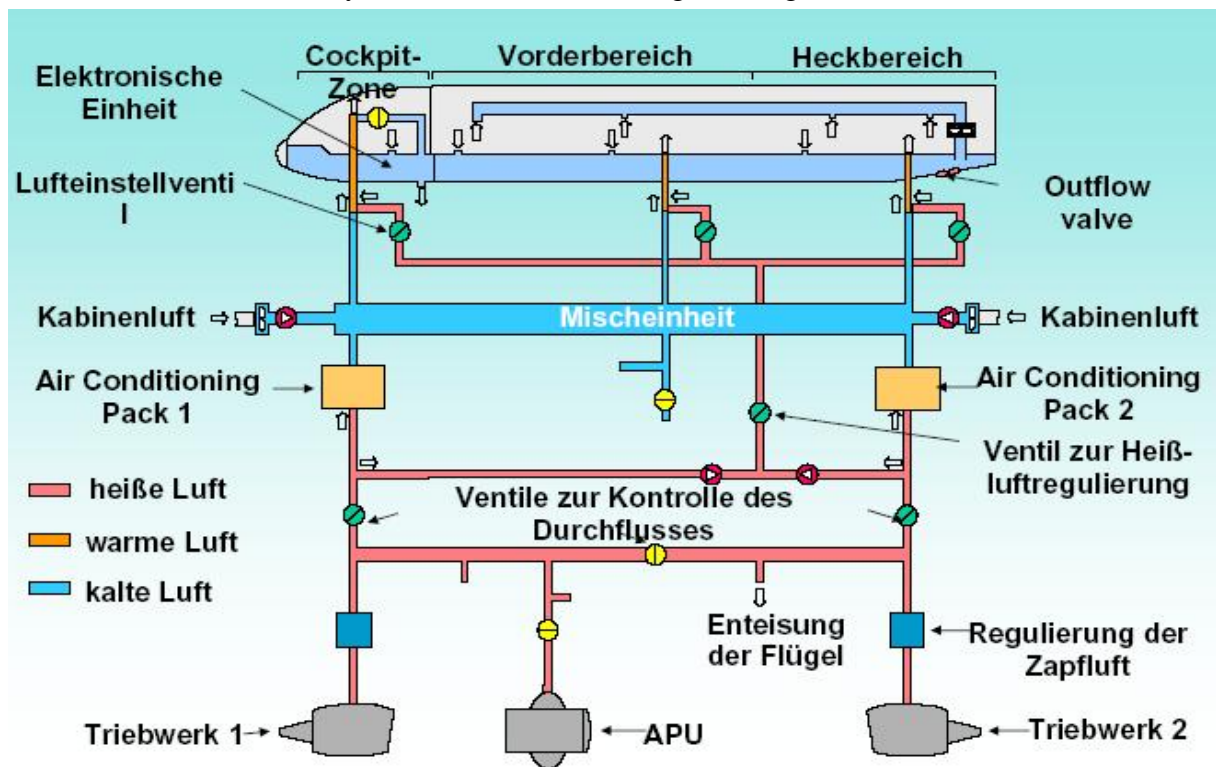


Bild 3.6 Übersicht Environmental Control System (Schmitz 2004)

Heiße Zapfluft vom Triebwerk wird zunächst vorgekühlt und den Klimapacks zugeführt. Hier wird die Zapfluft mittels Außenluft (Stauluft) durch Wärmetauscher weiter abgekühlt und strömt zur Mischeinheit. Dort kann durch einschalten der Abluftventilatoren Kabinenluft zugeführt werden, um die erforderliche Zapfluftmenge von den Triebwerken zu reduzieren. Außerdem wird durch die Rezirkulationsluft, der Feuchtegehalt der Kabinenluft erhöht. Die Regelung der Kabinentemperatur erfolgt durch hinzuführen von heißer Luft „trim-air“. Die so aufbereitete Luft strömt durch Klimakanäle zu verschiedenen Temperaturzonen (z.B. Cockpit, Vorderbereich, Heckbereich).

Die Vorgänge der Luftaufbereitung (Kälteerzeugung) im Klimapack sind im folgenden Schema (Bild 3.7) dargestellt. Expansionskühlanlagen kommen bei Großraumflugzeugen zum Einsatz, weil sie im Vergleich zu Verdampfungskühlanlagen, größere Kühlleistungen bei geringem Gewicht erbringen.

Bei der Auslegung der Expansionskühlanlage muss das Wasser aus der zu kühlenden Luft entzogen werden, um Eisbildung in der Kühlanlage zu vermeiden. Es gibt Kühlanlagen in denen der Wasserabscheider nach der Turbine durchströmt wird. Nachteile liegen in der nicht vollständigen Entfeuchtung der Luft, der damit begrenzten Luftaustrittstemperatur von $T > 0^\circ\text{Celsius}$ und einem höheren Wartungsaufwand für den Niederdruckwasserabscheider.

Bei Kühlanlagen mit einem Hochdruckwasserabscheider wird dieser von der Luft vor der Entspannung in der Turbine durchströmt. Es ist ein weiterer Wärmetauscher „Reheater“ und ein Kondensator „Condenser“ erforderlich. Die Abkühlung erfolgt auf einem höheren Druckniveau und der Taupunkt kann ohne Eisbildung unterschritten werden. Der Vorteil liegt in der vollständigen Entfeuchtung der Frischluft womit eine Luftaustrittstemperatur $T < 0^\circ\text{Celsius}$ möglich ist. Diese aufbereitete Luft eignet sich besonders zur Kühlung von elektrischen Komponenten, deren Anzahl in heutigen Verkehrsflugzeugen stetig wächst. Nachteil bei Expansionskühlanlage mit Hochdruckwasserabscheider ist die größere Anzahl von Bauteilen (Reheater und Condenser).

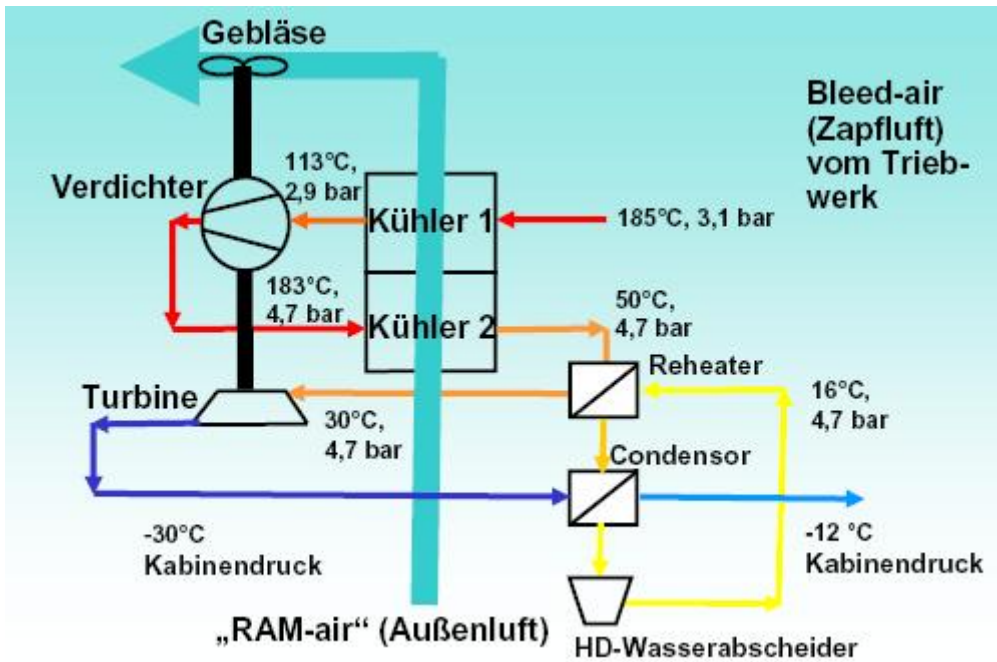


Bild 3.7 Kälteerzeugung in einer Expansionskühlanlage (Schmitz 2004)

Die Abbildung 3.8 zeigt die konstruktive Umsetzung eines Klimapacks (hier Airbus A320-Familie) mit den Anschlusspunkten verschiedener Leitungen. Bei den Flugzeugtypen Airbus A300 bis Airbus A340 sind die Klimapacks im Übergangsbereich zwischen Flügel und Rumpf integriert. Bei der Airbus A380 befinden sich die Luftaufbereitungseinheiten im vorderen rechten und linken Bereich der Flügelwurzel.

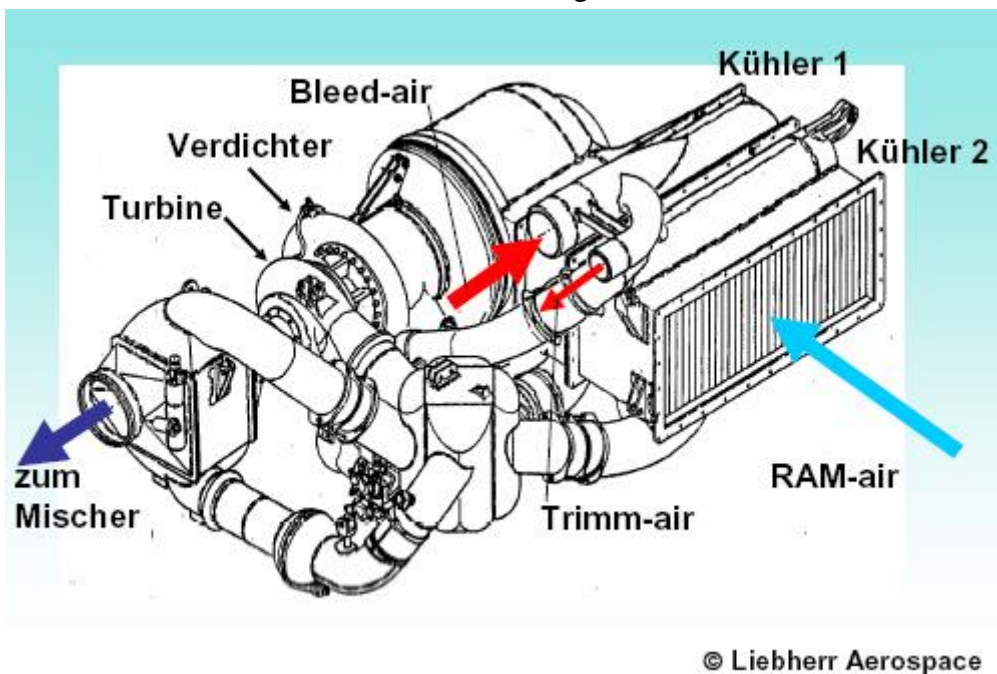


Bild 3.8 Klimapack der Airbus A320-Familie (Schmitz 2004)

Die Einbauorte für die drei Klimapacks der Boeing 747 befinden sich in der Bauchverkleidung des Flugzeuges unterhalb des Flügelmittelkastens „Center Wing Box“. In der Abbildung 3.9 sind die Einbauräume der NACA-Lufteinläufe „Ram Air Inlet“, die Luftaufbereitungskomponenten „Packs“ sowie die Luftauslässe „Ram Air Outlet“ der Kühlluft zu erkennen.

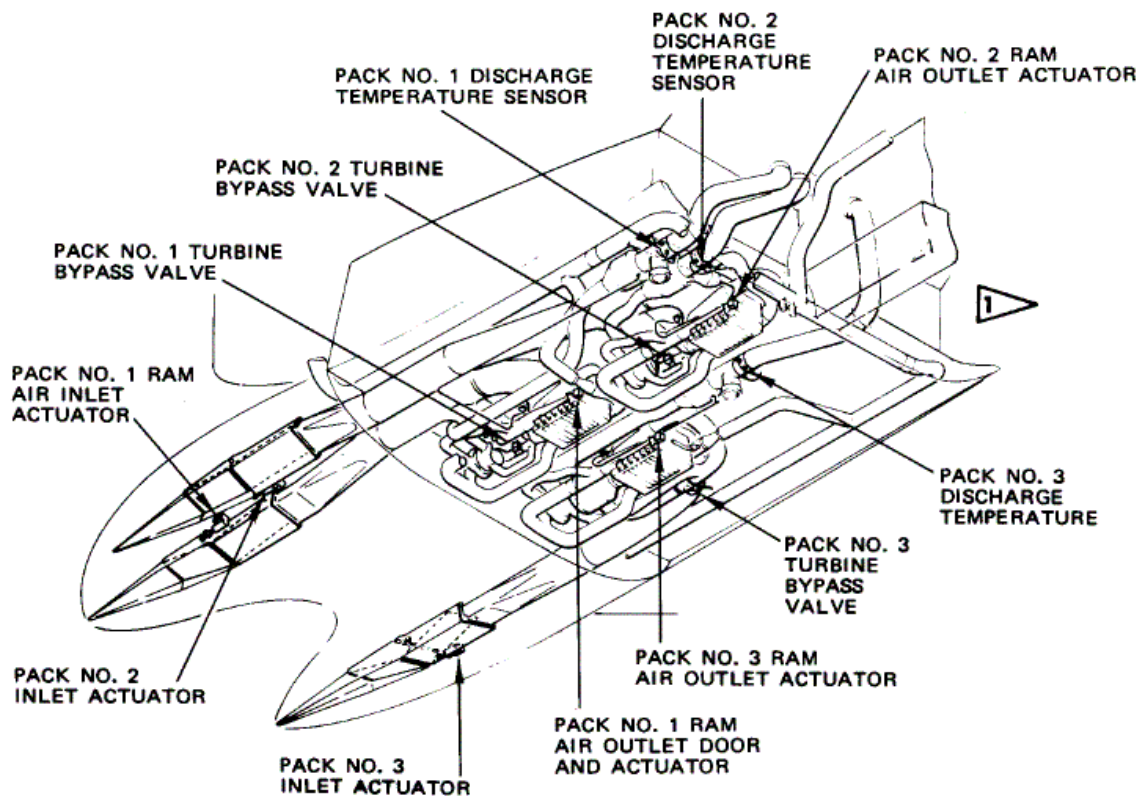


Bild 3.9 Klimapacks und NACA-Einläufe der Boeing 747 (ASL 1991)

Eine weitere wichtige Baugruppe der Klimaanlage in heutigen Großraumflugzeugen ist die Mischeinheit „Mixer Unit“. In der Mischeinheit wird die aufbereitete Frischluft vom Klimapack mit der Rezirkulationsluft vermischt. Der zugeführte Rezirkulationsluftanteil liegt bei ca. 40%. Diese Luft wird entweder aus den einzelnen Temperaturzonen durch Abluftventilatoren abgeführt und hinter der Mischeinheit in die Luftversorgungsleitung der jeweiligen Temperaturzone eingespeist und/oder mittels Ventilatoren vom unteren Rumpfbereich zu einem Vormischer „Pre-Mixer“, der zwischen Klimapack und Mischeinheit positioniert ist, befördert. Die verbrauchte Kabinenluft wird vor der Rückführung zum Frischluftsystem durch Filterelemente „High Efficiency Particulate Air Filter“ (HEPA) geleitet, um Schmutz, Bakterien und Viren zu extrahieren (**Lufthansa 1997**).

Je nach Flugzeughersteller gibt es unterschiedliche Positionen für die Filterelemente und Abluftventilatoren. Die Position der Komponenten für die Rezirkulationsluft ist abhängig von der Anzahl der Temperaturzonen, Anzahl der Decks, Verteilung der Luft (Quer- und Längsrichtung) in der Kabine und Position der Auslassventile für die Kabinendruckregelung. Die Abbildung 3.10 zeigt die Einbaupositionen der Abluftventilatoren bei der Boeing 747.

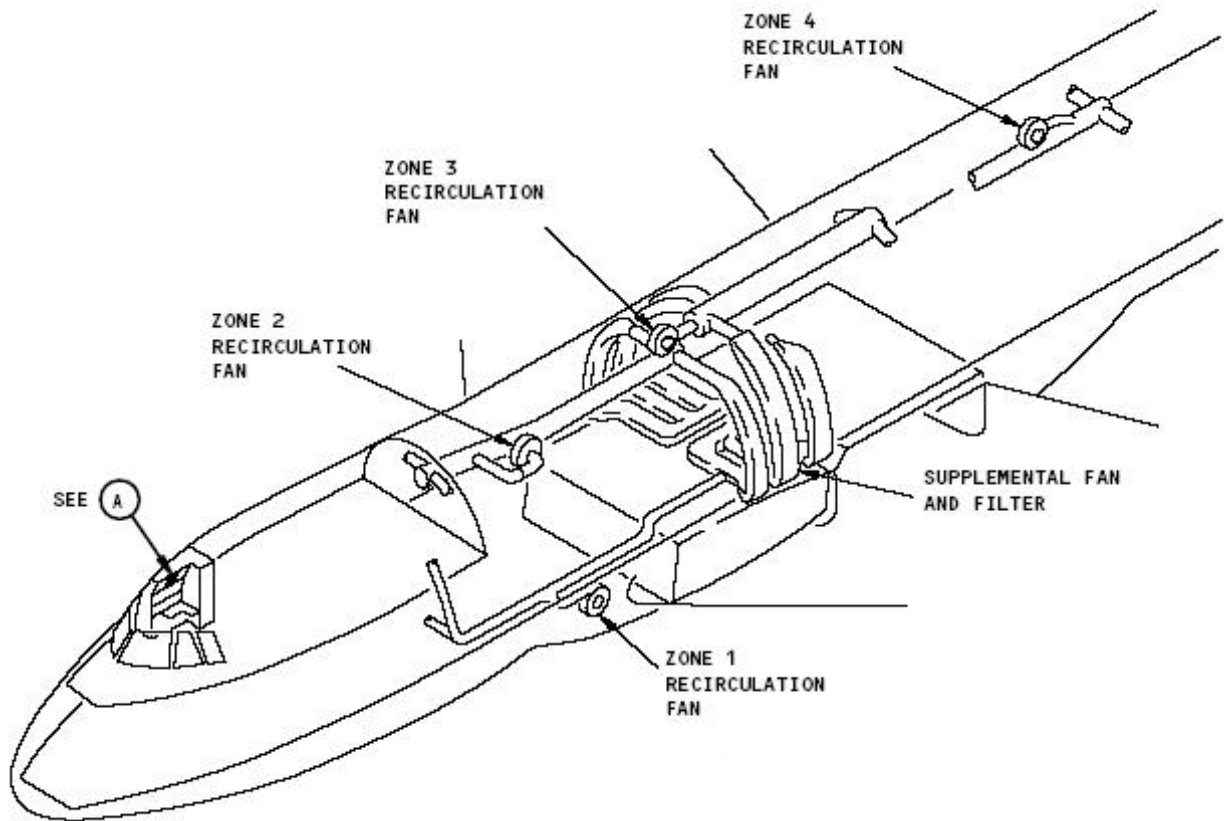


Bild 3.10 Position der Abluftventilatoren Boeing 747 (ASL 1991)

Die verbrauchte Kabinenluft wird der Frischluftleitung direkt durch Filterelemente und Ventilatoren, die sich im seitlichen Dreiecksbereich „triangle area“ und über dem Kabinenhimmel „crown area“ befinden können, zugeführt. Bei der Klimaanlage der Boeing 747 gibt es, im Gegensatz zu den bei Airbusflugzeugen eingebauten Klimaanlage, keine Mischeinheit als zentrales Bauteil. Die Rezirkulationsluft wird direkt in die Frischluftleitungen eingespeist. Die Abbildung 3.11 zeigt den oberen Teil des Flügelmittelkastens, wo sich die Filterelemente, Ventilatoren Einspeisepunkte „tapping points“ an den Frischluftleitungen befinden. Von hier aus wird die Frischluft durch Steigleitungen „riser ducts“ in den oberen Kabinenbereich zu den Luftauslässen befördert.

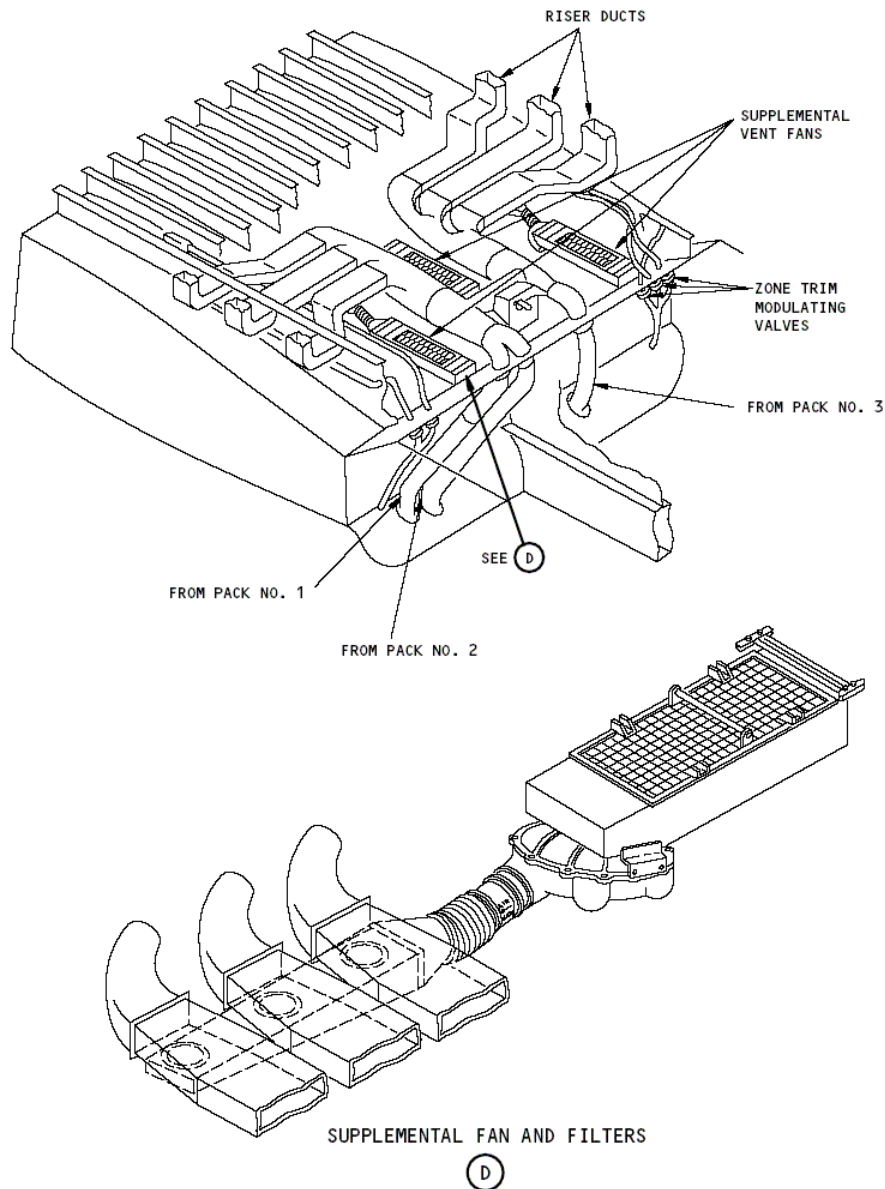


Bild 3.11 Zuführung der Rezirkulationsluft Boeing 747 (ASL 1991)

Beim Flugzeughersteller Airbus werden die Filter und Abluftventilatoren im Unterflurbereich hinter den Verkleidungswänden des Frachtraums (z.B. A330/340) oder im Fußbodenbereich des Oberdecks und in den Seitenbereichen des Unterdecks (A380) positioniert. Der Einbauraum für die zentrale Mischeinheit befindet sich bei konventioneller Bauweise meist vor dem Flügelmittelkasten „Center Wing Box“ (CWB) im Druckbeaufschlagtem Bereich des Flugzeugrumpfes (siehe Bild 3.12). Von hier verteilen sich die Klimarohre zu den einzelnen Temperaturzonen. Das Einstellen der Temperatur erfolgt über das Zuführen von warmer Luft „Trim-air“.

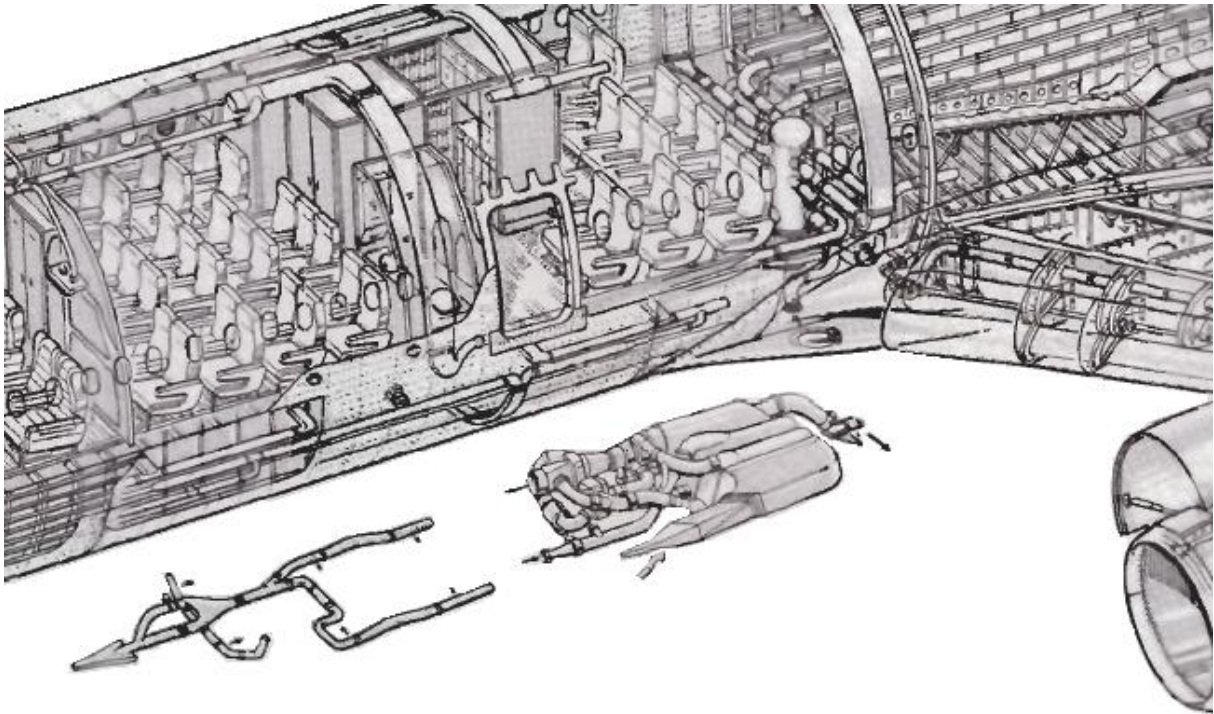


Bild 3.12 RAM-Air-Inlet, Klimapack und Mischeinheit A340 (**Flug Revue 1996**)

Falls beide Klimapacks ausfallen gibt es ein Notfallsystem zur Versorgung der Kabine mit Frischluft „Emergency Ram Air“. Im unteren Rumpfbereich wird eine Klappe ausgefahren durch die Stauluft direkt in die Mischeinheit strömen kann.

Für den Betrieb am Boden kann die Mischeinheit durch den Niederdruckanschluss „Low Pressure Ground Connector“ mit aufbereiteter Luft von einem Boden-Klima-Wagen versorgt werden. Alternativ kann Luft über den Hochdruckanschluss „High Pressure Ground Connector“ in das Rohrleitungssystem des ATA36 eingespeist werden. Damit werden das Klimapack und die Kabine mit Frischluft versorgt.

3.2.2 Baugruppen des ATA 21

Um eine übersichtliche Darstellung der zu erstellenden Systemmodelle zu gewährleisten wird das System Klimaanlage nach der „Air Transport Association Specification 100“ (**ATA 1994**) bzw. A380-800 ATA100 Index (**Airbus 2003**) in folgende Sub-Systeme eingeteilt:

1. Luftbereitstellung und Aufbereitung (Air Generation Unit System), welches bei Großraumflugzeugen mit einer Druckkabine durch den Einsatz von Expansionskühlanlagen und Zapfluft durchgeführt wird (ATA21-50 Cooling).
2. Frisch- und Rezirkulationsluftmischung mit der Mischeinheit (Mixing Unit) als zentrale Baugruppe zusammen mit dem Notfallluftversorgungssystem (Emergency Ram Air System) und der Schnittstelle zum Niederdruckanschluss (Low Pressure Ground

Connector) zur Versorgung der Kabine mit einem Service-Wagen am Boden (ATA21-20 Distribution).

3. Luftverteilungssystem mit Klimarohrleitungen durch die frische Luft von der Mischeinheit zu den Luftauslässen in den einzelnen Temperaturzonen befördert wird, sowie das Rohrleitungssystem, welches die verbrauchte Luft mittels Filter und Ventilatoren einsammelt und zurück zur Mischeinheit befördert (ATA21-21 Cabin Air Distribution).
4. Temperaturregelung das hinzuführen von Zapfluft „Trim-air“ (ATA21-60 Temperature Control) oder durch elektrische Heizer (ATA21-40 Heating).
5. Luftevakuierungssystem das verunreinigte Luft aus den Küchen und Toilettenbereichen durch ein Rohrleitungsnetzwerk in die Bilge vor das Druckregelventil bzw. im Flugfall über eine Venturidüse direkt über Bord befördert (ATA21-23, ATA21-26, ATA21-29).
6. Luftdruckregelung zum einstellen der erforderlichen Kabinenhöhe, sowie dem Schutz der Struktur vor zu hohen positiven und negativen Druckbelastung (ATA21-30 Pressurization Control).

3.2.3 Funktionale Beschreibung des ATA 21

Die Kenngrößen des zu generierenden Luftzustandes sind:

- Lufttemperatur
- Luftbewegung/Luftaustausch
- Reinheit der Luft
- Luftfeuchtigkeit
- Luftdruck

Die folgenden Abbildung 3.13 gibt zeigt die wichtigsten Baugruppen der Klimaanlage für das Flugzeug VELA2 in ihrer funktionalen Anordnung. Die Einteilung der Temperaturzonen erfolgte in Anlehnung an eine 3-Klassen Bestuhlung. Die Zulaufleitungen der einzelnen Temperaturzonen werden, je nach Lage im Flugzeug, an die linke oder rechte Mischeinheit angeschlossen. Der vordere Frachtraum, die erste Klasse und die Ruheräume für die Besatzung werden von der linken Mischeinheit „Mixer Unit 1“ mit Frischluft versorgt. Das Cockpit sowie der Avionik-Bereich werden an die rechte Mischeinheit „Mixer Unit 2“ angeschlossen.

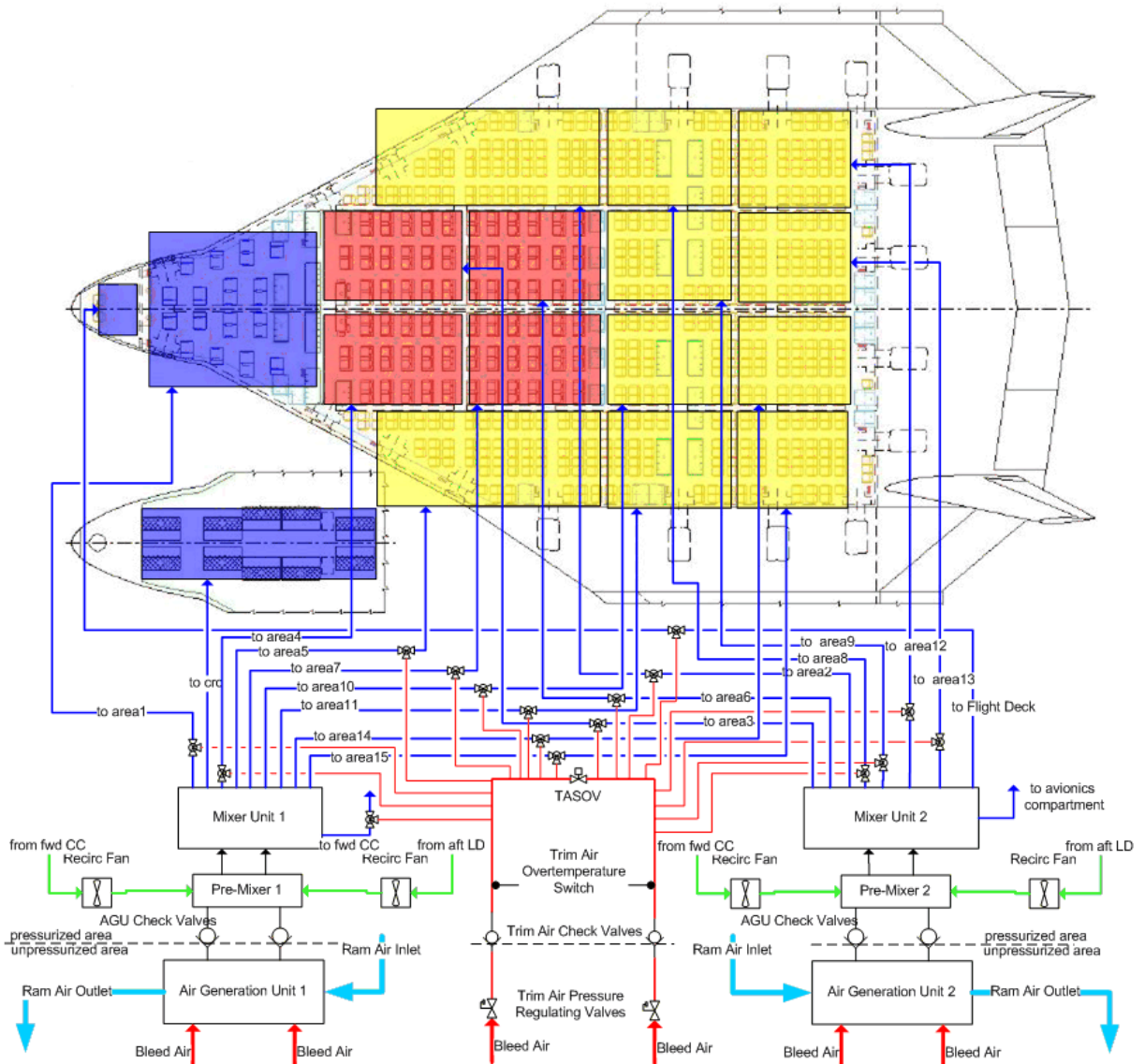


Bild 3.13 Klimaanlage system ATA21-20, 21-50 und 21-60

Die Temperatureinstellung für die Kabinenzonen 1 bis 15, das Cockpit und den vorderen Frachtraum erfolgt durch beimischen von Zapfluft „Trim-air“, die vom Pneumatik System (ATA36) bereitgestellt wird. Für den Avionik-Bereich ist keine Temperaturregelung mittels „Trim-air“ vorgesehen, da die elektrischen Geräte mit kalter, trockener Luft versorgt werden sollen. Die Frischluft für die Ruheräume der Besatzung kann mit elektrischen Heizern auf die gewünschte Temperatur geregelt werden.

Um den Zapfluftbedarf der Luftaufbereitungskomponenten „Air Generation Unit 1,2“ zu minimieren, wird die verbrauchte Luft der einzelnen Temperaturzonen durch Abluftventilatoren „Recirc-fans“ zurück zu den Vormischern „Pre-Mixer 1,2“ befördert.

Die Druckregelventile „Overboard Outflow Valves“ sind in der Bilge unter dem vorderen Frachtraum und im Bereich hinter den Fahrwerksschächten vorgesehen. An den hinteren Druckspannen der Kabine werden die Sicherheitsventile „Negative Pressure Relief Valves“ positioniert. Die Mindestanzahl der zu installierenden Geräte der Druckregelanlage sind unter

dem Paragraphen „JAR 25.841 Pressurised cabins (b)“ der Zulassungsrichtlinien vorgeschrieben.

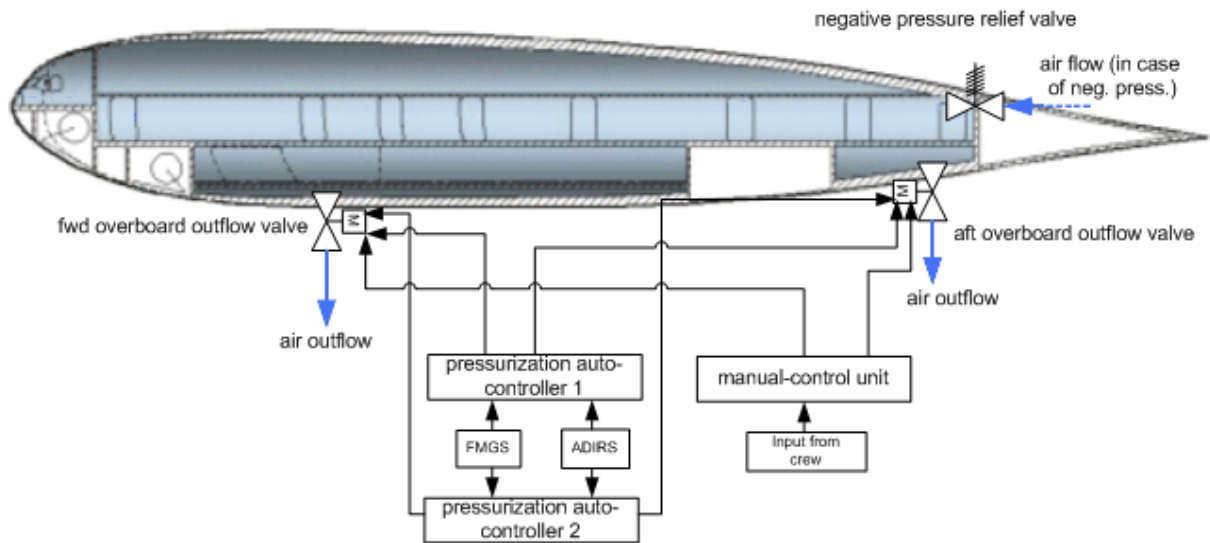


Bild 3.14 Druckregelsystem ATA 21-30

Die Kontrolleinheiten „pressurization auto-controller 1“ und „pressurization auto-controller 2“ kontrollieren die Luftmenge, die über die Auslassventile „overboard outflow valves“ aus dem Rumpf herausströmen. Die Kontrolleinheiten werden mit Daten vom „flight management and guidance system“ sowie dem „air data inertial reference system“ versorgt, um den erforderlichen Kabinendruck zu regeln. Für den Fall dass beide Kontrolleinheiten ausfallen sollten, können die Auslassventile über Elektromotoren manuell von der Cockpitbesatzung angesteuert werden. Die Sicherheitsventile am hinteren Druckspant öffnen sich, wenn der umgebende Luftdruck schneller ansteigt, als der Kabinendruck. Damit wird die Struktur der Druckkabine vor Beschädigung geschützt. Zusätzlich können für den Fall, dass die Auslassventile in der Bilge den Kabinendruck nicht schnell genug abbauen können, zusätzliche Sicherheitsventile „positive pressure relief valve“ am hinteren Druckspant installiert sein.

3.3 Feuerschutzanlage

In dieser Diplomarbeit werden nur die im Druckbeaufschlagten Kabinenbereich gelegenen Komponenten der Feuerschutzanlage beschrieben. Die Feuerschutzanlagen an den Triebwerken und Hilfsturbinen werden nicht weiter berücksichtigt, da sie keinen direkten Einfluss auf die Integration der Systeme im Kabinenbereich haben.

3.3.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 26

Alle modernen Flugzeuge mit einem zulässigen Gesamtgewicht größer als 6000 kg müssen mit einem Feuerschutzsystem ausgerüstet werden. Diese Feuerschutzanlage wird unterteilt in Feuerwarn- und Feuerlöschsystem. Optional kann es auch ein Bestätigungssystem für im Flug nicht zugängliche Bereiche geben. Das Feuerschutzsystem teilt sich in Feuerwarnsystem „Fire Detection System“ und Feuerlöschsystem „Fire Extinguishing System“ auf. Eine weitere Unterteilung dieser Systeme erfolgt nach der Zugänglichkeit der Bereich, in denen die Feuerschutzfunktion erfolgen soll.

Grundsätzlich kann nach der Bauart der Rauchmelder für Kabinen- und Frachträume zwischen „Ambient Type Smoke Sensor“ und „Duct Type Smoke Sensor“ unterschieden werden. Die Umgebungsluftrauchmelder sind in einem Gehäuse im Deckenbereich der Frachträume oder Toiletten (siehe Bild 3.15) untergebracht. Die Entstehung von Rauch in Abluftleitungen wird durch Detektoren, die mittels Piccolorohr mit dem Klimakanal verbunden sind, gemessen.

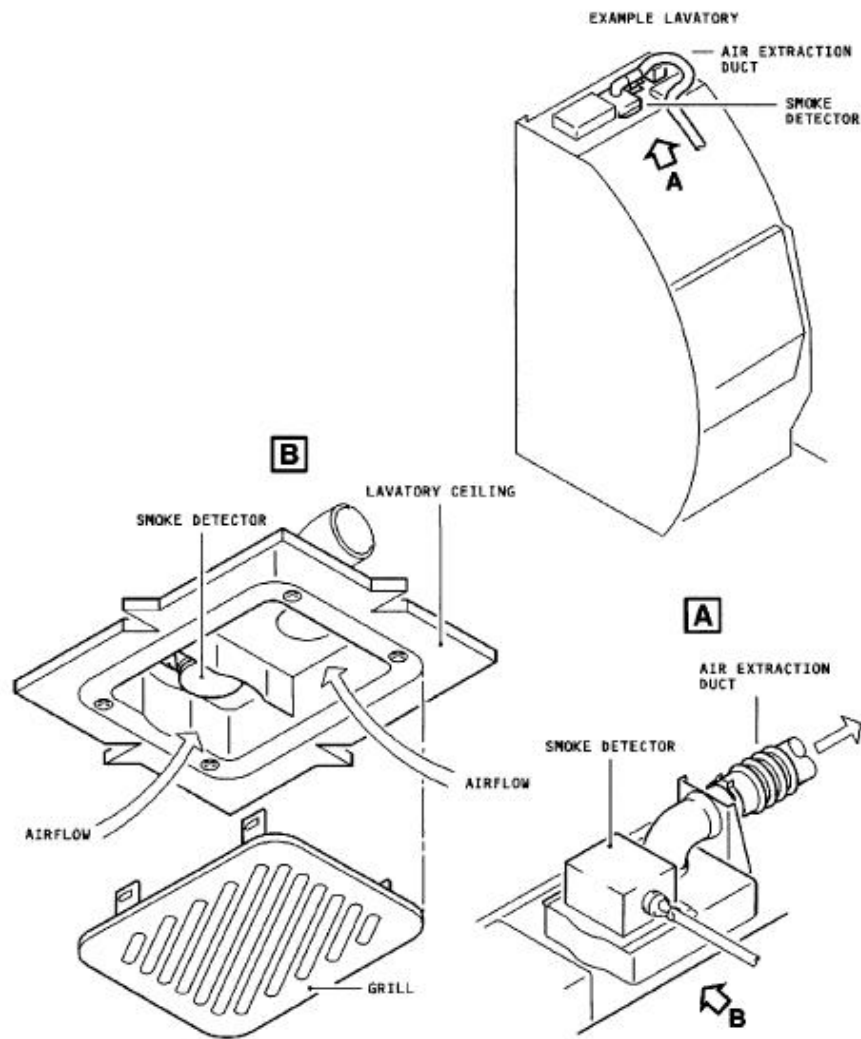


Bild 3.15 Installation eines Rauchmelders an einer Toilette (Scholz 2005_b)

Je nach Brandzone muss die Flugzeugbesatzung Maßnahmen zum Löschen des Feuers einleiten. Bei Bränden in der Kabine und in den Küchen werden Handfeuerlöcher „Portable Fire Extinguisher“ verwendet. Zum Löschen eines Feuers in den Wasch- und Toilettenräumen wird Halon 1301 genutzt. Dieses Löschmittel entweicht innerhalb von 3 bis 15 Sekunden aus der in jedem Waschaum fest installierten Feuerlöschflasche (siehe Abbildung 3.16).

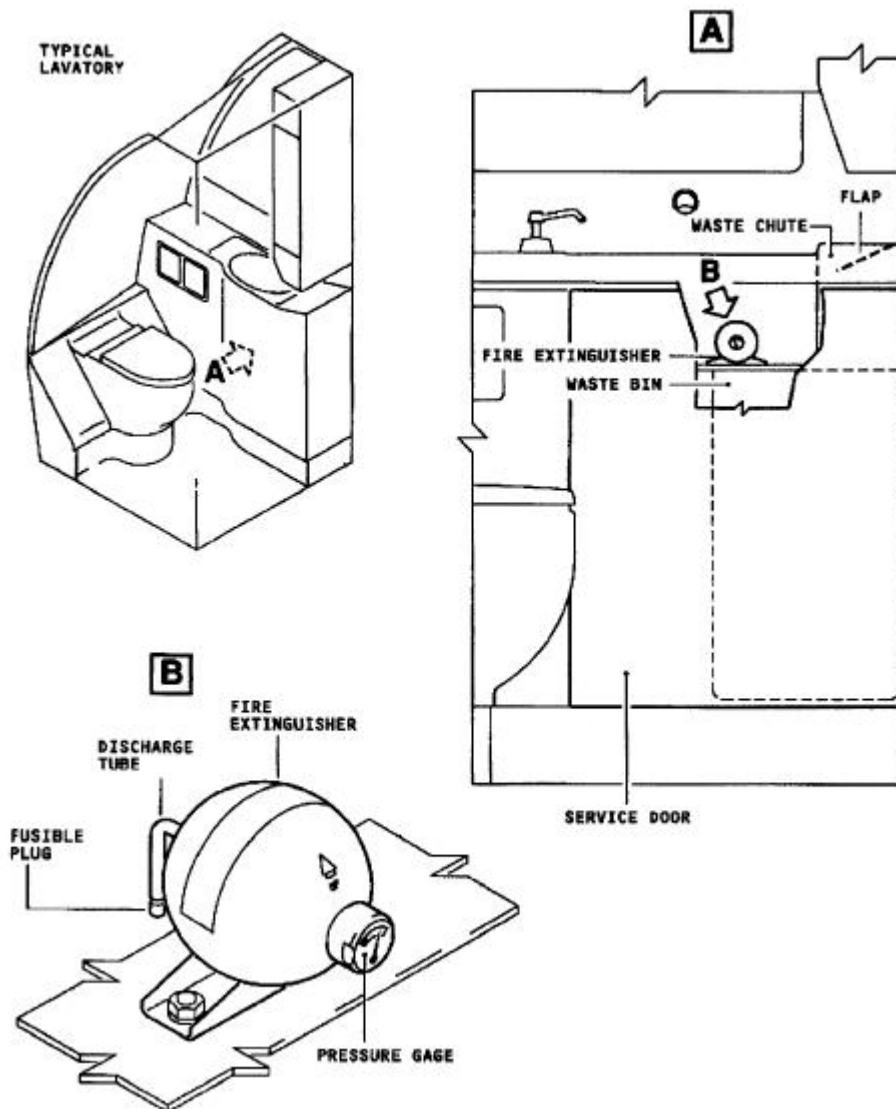


Bild 3.16 Waschräum, Position einer Feuerlöschflasche (Scholz 2000_b)

Ein Brand im „Avionics Compartment“ wird im Flugfall durch den Entzug von Sauerstoff gelöscht bzw. unterdrückt. Rauch wird über das „Skin Air Outlet Valve“ aus dem „Avionics Compartment“ evakuiert. Zum Abkühlen des Bereichs wird kalte Luft von der Mischeinheit hinzugeführt. Wenn nach fünf Minuten weiterhin Rauch entstehen sollte, wird die elektrische Versorgung (beim Airbus A321 Generator 1 Line) abgeschaltet und die „Ram Air Turbine“ zur Notstromversorgung entriegelt.

3.3.2 Baugruppen des ATA 26

Die Feuerschutzanlage, bestehend aus Feuerwarn- und Feuerlöschsystem, wird in folgende Sub-Systeme aufgeteilt und nach ATA100-Spezifikation (ATA 1994) gegliedert:

1. System zur Überwachung der Bereiche in denen elektrische Geräte untergebracht sind. Diese werden meist in zentralen Räumen „Avionics Compartment/Electronic Bay“, in Rahmenkonstruktionen „racks“ positioniert. Die Feuer- und Rauchüberwachung erfolgt

- mit Sensoren, die in der Abluftleitung der Räume eingebaut sind (ATA26-15 Avionics Compartment Smoke Detection System).
2. System zur Überwachung der Rauchentwicklung in Frachträumen. Die Überwachung erfolgt über Sensoren, die im Deckenbereich positioniert sind (ATA26-16 Lower Deck Cargo Compartment Smoke Detection System).
 3. System zur Überwachung der Wasch- und Toilettenräume. Die Überwachung erfolgt über Rauchmelder die in der Decke nahe zum Entlüftungspunkt positioniert sind (ATA26-17 Lavatory Smoke Detection System).
 4. System zur Überwachung der Ruheräume der Besatzung. Die Überwachung erfolgt über Rauchmelder die in der Decke nahe zu den Entlüftungspunkten positioniert sind (ATA26-18 Auxiliary Area Smoke Detection System).
 5. System zum Löschen bzw. zum Unterdrücken von Feuer z.B. in Bereichen die während des Fluges nicht direkt zugänglich sind „Class C Compartments“. Für diese Bereiche sind fest installierte Feuerlöschanlagen vorgeschrieben (ATA26-23 Lower Deck Cargo Compartment Fire Extinguishing“).

3.3.3 Funktionale Beschreibung des ATA 26

Ein Rauchmelder besteht aus einem Gehäuse in dem sich eine Messkammer befindet. Die Umgebungsluft wird beim Einströmen in die Messkammer durch eine schwache radioaktive Quelle ionisiert. Diese Umgebungsluft passiert zwei Elektroden und wenn Rauchpartikel oder Verbrennungsgase enthalten sind erfolgt eine Änderung der anliegenden Gleichspannung (Bild 3.17). Beim überschreiten eines Grenzwertes erfolgen optische und akustische Warnsignale im Cockpit und in der Kabine.

Diese Bauart von Rauchmelder kann auch ein Signal geben, wenn zum Beispiel feine Wassertropfen oder Staub das Sensorfeld passieren. Aus diesem Grund werden in den letzten Jahren vermehrt Photoelektrische Sensoren eingesetzt. Deren Prinzip beruht auf der Messung der Strahlung oder der Reflektion angestrahlter Partikel durch einen entsprechenden Sensor.

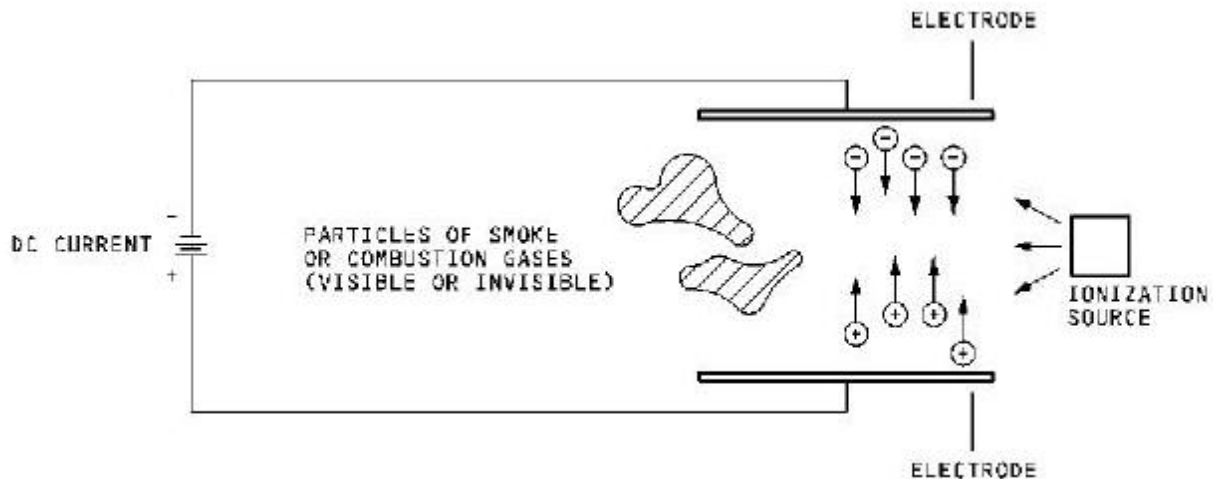


Bild 3.17 Funktionsprinzip eines ionisierenden Rauchmelders (Scholz 2005_b)

Ein Brand im Frachtraum wird mittels Rauchdetektoren durch optische und akustische Signale im Cockpit angezeigt. Um einen Fehlalarm zu vermeiden wird das Signal mehrerer Rauchmelder durch eine „UND-Logik“ (siehe Bild 3.18) an die „Smoke Detection and Control Unit“ (SDCU) gemeldet. Im Brandfall wird das Abluftventil „Isolation Valve“ hinter dem Ventilator „Extraction-fan“ geschlossen, um Rauch, Gase und Löschmittel innerhalb des Frachtraums zu belassen. Nach dem Auslösen der Feuerlöschfunktion entleeren sich Flaschen mit einer hohen Ausströmrates um den Frachtraum sofort mit einer Löschmittelkonzentration von fünf Volumen-Prozent zu füllen. Das Löschmittel strömt über ein Rohrleitungsnetzwerk zu Sprühdüsen, die zusammen mit den Rauchmeldern in Gehäusen im Deckenbereich installiert sind. In der zweiten Löschphase muss bei Langstreckenflügen eine Löschmittelkonzentration von drei Volumen-Prozent über einen Zeitraum von bis zu 240 Minuten aufrechterhalten werden (Option). Aus diesem Grund sind zusätzlichen Flaschen installiert, die über ein Drosselventil „Flow Metering Equipment“ langsam entleert werden.

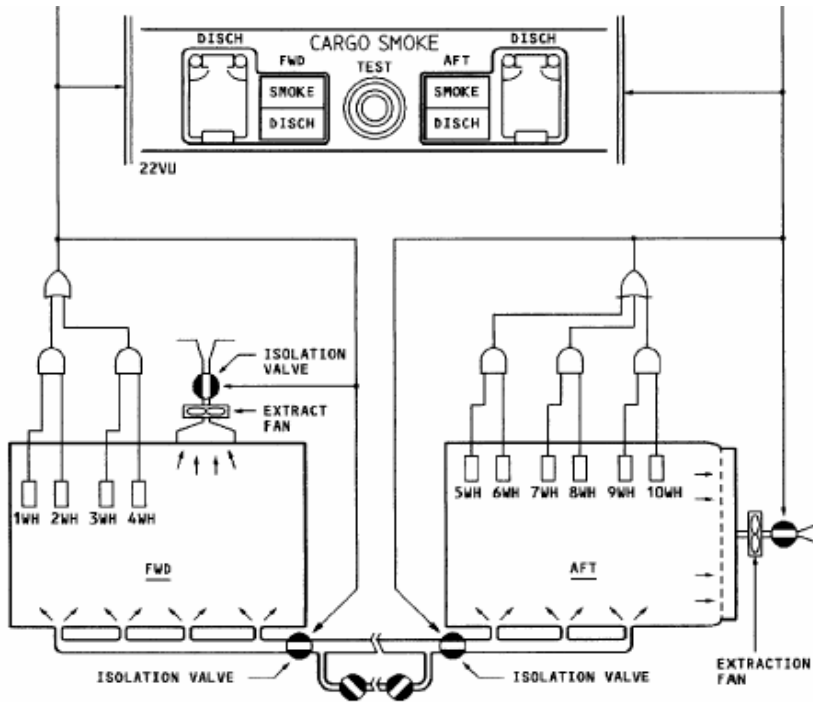


Bild 3.18 Feuerüberwachung in den Frachträumen der A321 (Scholz 2005_b)

Bild 3.19 zeigt die generelle Funktionsweise des Feuerlöschsystems im Frachraum. Im Falle eines Brandes wird die „high rated bottle“, also die Feuerlöschflasche mit einer hohen Ausströmrates, um das Feuer im Frachraum möglichst zu ersticken. Danach werden die „flow metered bottles“, also die Flaschen mit einer kleineren Ausströmrates, um die Feuerlöschmittelmkonzentration im Frachraum auf einen Wert von drei Volumenprozent zu halten.

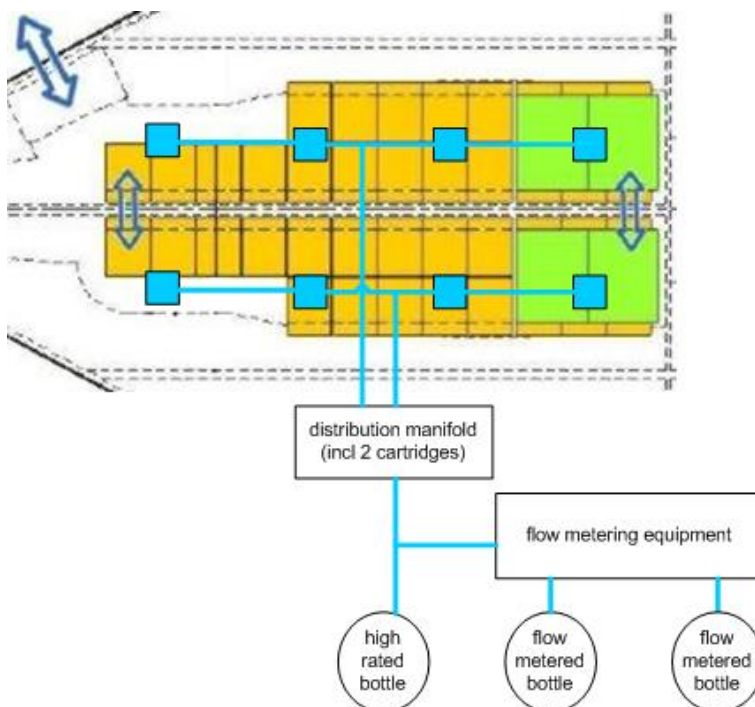


Bild 3.19 Prinzip des Feuerlöschsystems im Frachraum VELA2

3.4 Sauerstoffsystem

Im Reiseflug bewegen sich heutige Großraumflugzeuge in Höhe von ca. 39000 ft (11895 m). Solange die Kabinendruckregelsysteme funktionieren wird ein Kabinendruck von 8000 ft (2440 m) eingestellt. Damit ist eine ausreichende Sauerstoffversorgung für die Flugzeuginsassen gewährleistet. Für den Fall, dass der Kabinendruck nicht gehalten werden kann muss ein Sauerstoffnotsystem installiert sein, welches sich automatisch aktiviert und über einen Zeitraum bis zum Erreichen einer sicheren Flughöhe eine ausreichende Sauerstoffmenge für die Flugzeuginsassen zur Verfügung stellt.

3.4.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 35

Da ein Sauerstoffmangel subjektiv nicht wahrnehmbar ist und dieser Mangel euphorische Zustände, Sinnestäuschung, Bewusstlosigkeit bewirkt und schließlich zum Tode führt, muss ein System installiert sein, das vor Sauerstoffmangel warnt und eine Sauerstoffnotversorgung gewährleistet. Die folgende Tabelle stellt typische Symptome von Sauerstoffmangel als Funktion der Höhe dar (**Maier-Witt, Mainusch 2005**).

Tabelle 3.3 Typische Sauerstoffmangel-Symptome in verschiedenen Höhen

O ₂ -Sättigung im Blutkreislauf	Höhe [ft]	Zeit bis zum Auftreten der Symptome	Symptome
95	5000	Unbegrenzt	Sehfähigkeit bei Nacht kann in Einzelfällen beeinträchtigt werden
90	10000	4 Std.	Müdigkeit, Trägheit
80	15000	≤2 Std.	Müdigkeit, Schläfrigkeit, Kopfschmerzen, abnehmendes Urteilsvermögen
70	18000	≤½ Std.	Nachlassende Aufmerksamkeit, Beeinträchtigung der Sehfähigkeit, Gedächtnisstörung begleitet von trügerischem Wohlbefinden
65	20000	≤¼ Std.	Muskeln geraten außer Kontrolle, Gedächtnisverlust, Verlust der Urteilsfähigkeit und des Zeitgefühls, Erregungsausbrüche
58	22000	10 Minuten	Krampfartige Zuckungen, Bewusstlosigkeit
	26000	4 - 6 Minuten	Bewusstlosigkeit
	30000	1 - 2 Minuten	Bewusstlosigkeit
	38000	≤30 Sekunden	Bewusstlosigkeit
	50000	10 – 12 Sekunden	Bewusstlosigkeit

Bis zum Erreichen einer Druckhöhe von 10000 ft (3050 m) kann der menschliche Organismus noch ausreichend Sauerstoff aufnehmen. Wird diese Höhe überschritten werden folgende Schwellen unterschieden:

- Reaktionsschwelle (10000 ft): Es ist noch genug Atmungssauerstoff vorhanden.
- Störungsschwelle (14000 ft): Durch Hyperventilieren (erhöhte Atemfrequenz) wird der Atemluftstrom erhöht, um die nötige Sauerstoffmenge zu erhalten.
- Kritische Schwelle (20000 ft): Die Kompensationsbemühungen des Körpers sind unzureichend und es treten erste körperliche Störungen auf.

Oberhalb der kritischen Schwelle von 20000 ft besitzt der Mensch noch für maximal 30 Minuten Handlungsfähigkeit, bevor Bewusstlosigkeit und schließlich der Tod eintreten. Zusammenfassend wird die Auswirkung des Sauerstoffmangels in Bild 3.20 aufgezeigt (Maier-Witt, Mainusch 2005).

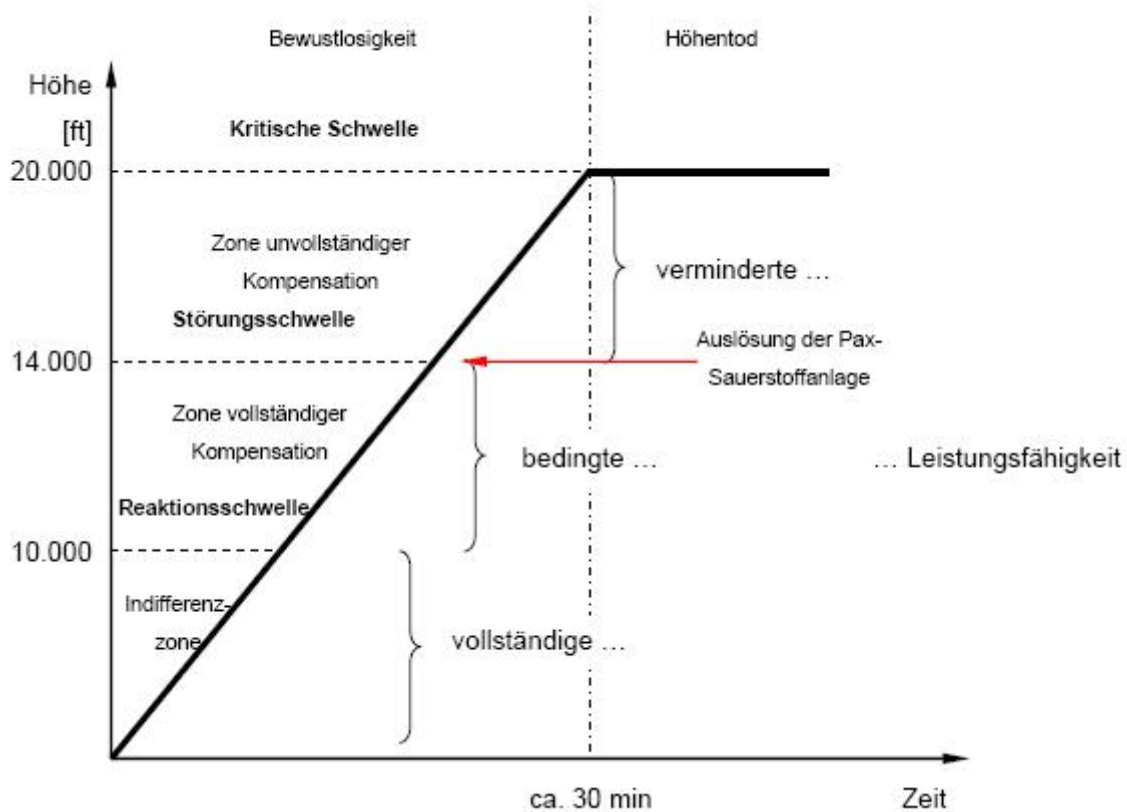


Bild 3.20 Auswirkung des Sauerstoffmangels

Abgeleitet aus obiger Grafik ergibt sich, dass ab einer Höhe von 10000 ft zusätzlicher Sauerstoff für die Flugzeuginsassen vorhanden sein muss. Die Kabinendruckhöhe bei heutigen Verkehrsflugzeugen wird auf 8000 ft eingestellt und beinhaltet damit noch eine Sicherheitstoleranz von 2000 ft.

Wird der Druckrumpf eines Flugzeuges beschädigt sinkt der Kabinendruck schlagartig auf Werte des Umgebungsluftdrucks ab. In diesem Fall muss die Cockpitbesatzung sofort Ihre Sauerstoffmasken anlegen und den Notabstieg „Emergency Descent“ einleiten. Die Zeitspanne zwischen Dekompression und Notabstieg, bevor Bewusstlosigkeit eintritt, wird als Selbstrettungszeit oder „Time of Usefull Consciousness (TUC) bezeichnet. Je Höher das

Flugzeug fliegt, desto geringer ist die Selbststretungszeit. Das Bild 3.21 nach (Maier-Witt, Mainusch 2005) zeigt einige Daten für die Selbststretungszeiten aus 40000 ft Höhe.

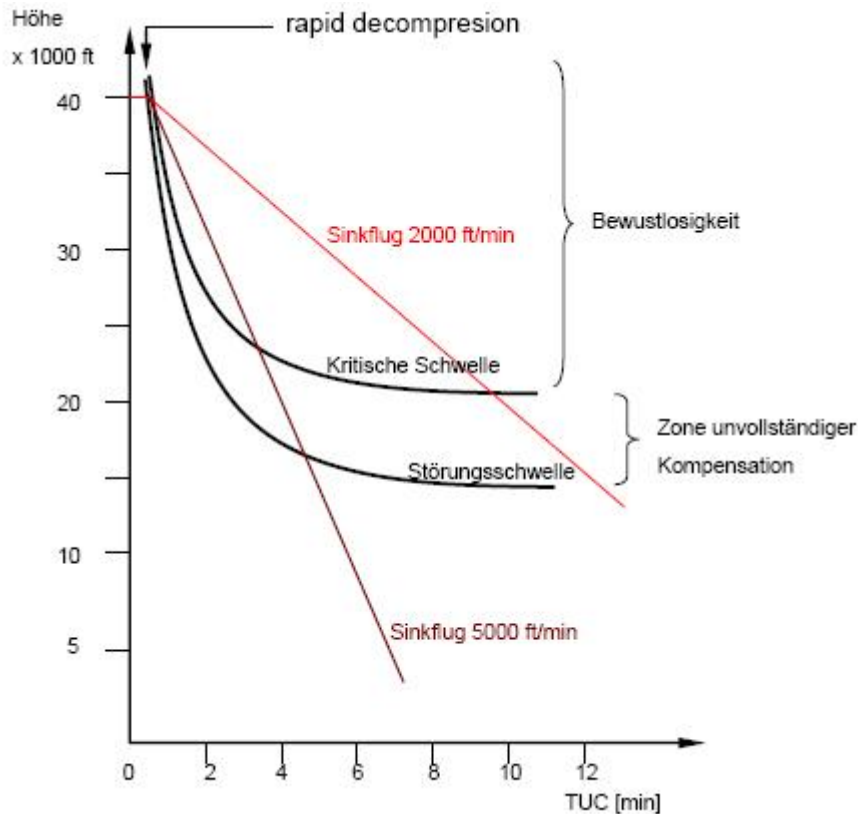


Bild 3.21 Selbststretungszeit (TUC) nach Dekompression

Je nach Flugprofil, Passagierzahl und Flugroute muss eine ausreichende Menge an Sauerstoff mitgeführt werden. Führt die Flugroute über langläufige Gebirgszüge (z.B. das Himalaja oder die Anden) kann im Falle einer Dekompression die sichere Flughöhe erst nach längerer Zeit erreicht werden. Für solch eine Flugroute muss über einen längeren Zeitraum eine größere Menge Sauerstoff vorrätig sein als bei einem Flug über flachem Terrain. Weiterhin gilt es 10% mehr Sauerstoffentnahmestellen anzubieten, als Sitzplätze vorhanden sind. Pro Flugbegleiter muss ein tragbares Sauerstoffgerät „Portable Oxygen Equipment“ mitgeführt werden. In den Toiletten und Waschräumen müssen jeweils zwei Entnahmestellen installiert sein. Außerdem müssen im Arbeitsbereich der Küchen und der Flugbegleitersitze Masken verfügbar sein. Im Cockpit müssen Rauchschutzausrüstungen mit einem tragbaren O₂-Gerät vorhanden sein. Bild 3.22 zeigt einen typischen Maskencontainer der im „Passenger Service Channel“ (PSC) Bereich installiert werden.

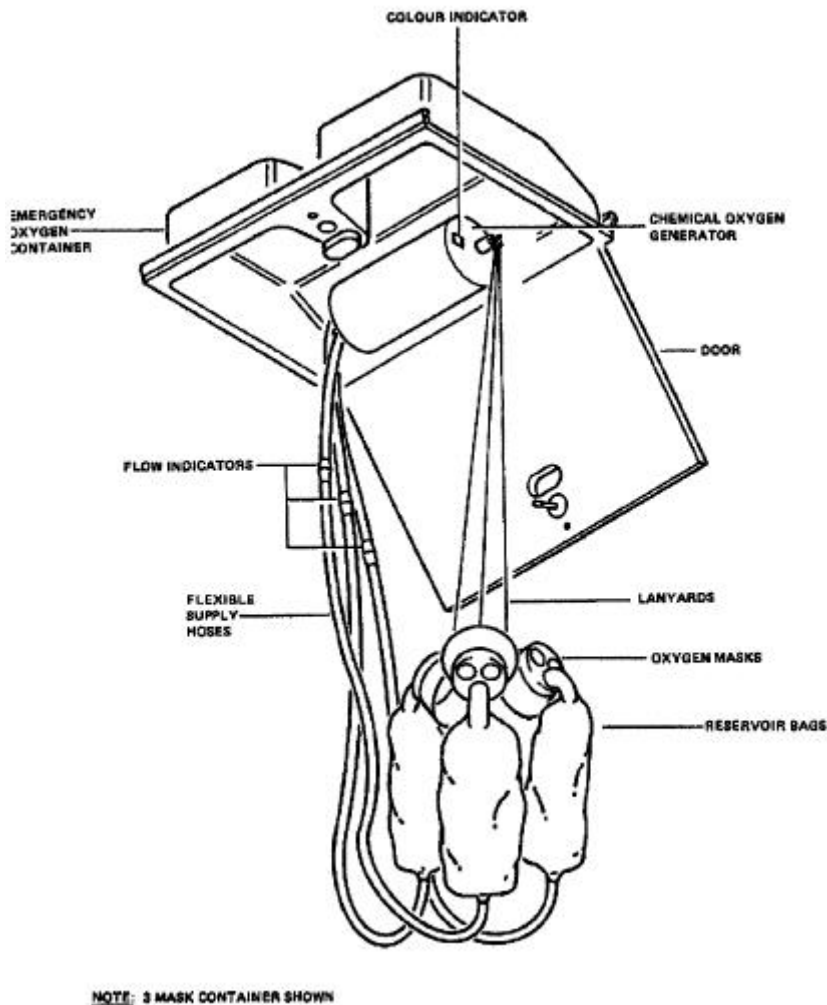


Bild 3.22 Sauerstoffmaskencontainer¹ (Scholz 2005_c)

Bei einem chemischen Sauerstoffsystem mit lokal installierten Sauerstoffgeneratoren können diese auch in den Rückenlehnen der Sitze installiert sein. Der Vorteil beim chemischen Sauerstoffsystem ist, dass die zentralen Sauerstoffflaschen, viele Regelventile und das Verteilnetzwerk eingespart werden können. Nachteilig wirkt sich die schlechte Regelbarkeit eines chemischen Sauerstoffgenerators aus. Wenn der Abbrennprozess eines O₂-Generators gestartet wurde, kann dieser nicht gestoppt und wieder fortgesetzt werden. Aus diesem Grund wird die Cockpitbesatzung immer von einem regelbaren System versorgt, das an Sauerstoffflaschen angeschlossen ist. Die Piloten verfügen über „Quick Donning Masks“, die eine lungenautomatische Sauerstoffregelung sowie ein Mikrofon beinhalten.

Ein chemischer Sauerstoffherzeuger besteht aus einem Metallbehälter dessen Füllsubstanz Natriumchlorat ist NaClO₃. Im Falle einer Dekompression wird der Maskencontainer elektrisch geöffnet und durch Ziehen an der Maske wird die chemische Reaktion im Behälter gestartet. Das Natriumchlorat gibt 45% des Gewichts als Sauerstoff ab. Davon werden 7% für

¹ Hier ist ein Maskencontainer mit chemischem Sauerstoffgenerator gezeigt. Die Maskencontainer bei einem System mit zentral installierten Gasflaschen sind vom Bauraumbedarf etwas kleiner anzunehmen.

die eigentliche Verbrennung gebraucht und 38% stehen als reiner Sauerstoff für den Atemprozess zur Verfügung (Scholz 2005_c).

Die Bevorratung von Sauerstoff erfolgt in zylinderförmigen Flaschen, die meist im Seitenbereich des Unterdecks installiert sind (siehe Bild 3.23).

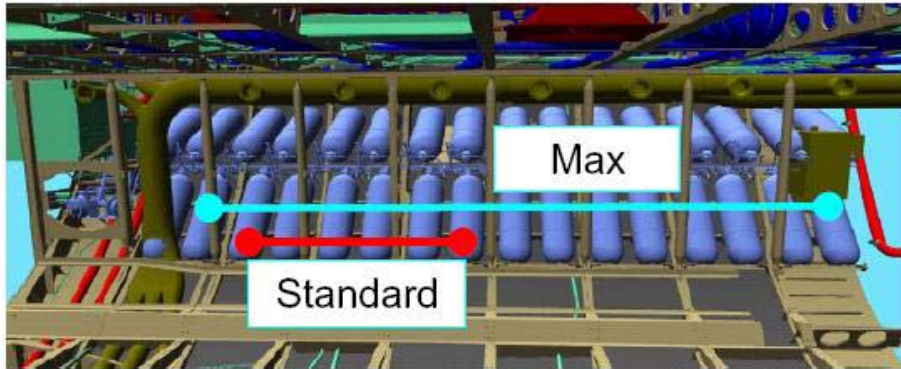


Bild 3.23 Sauerstoffflascheninstallation A380 (Seehafer 2003)

3.4.2 Baugruppen des ATA35

Das Sauerstoffsystem gliedert sich in zwei unabhängig funktionierende, fest installierte Sub-Systeme. Eine weitere Unterteilung erfolgt nach ATA100-Spezifikation (ATA1994):

1. Sauerstoffsystem für die Versorgung der Flugdeckbesatzung (ATA35-10 Crew Oxygen System).
2. Sauerstoffsystem für die Versorgung der Passagiere (ATA35-20 Passenger Oxygen System).
3. Tragbare Sauerstoffgeräte mit denen die Besatzung im Notfall die Kabine begehen kann (ATA35-30)¹

3.4.3 Funktionale Beschreibung des ATA 35

Wenn die Kabinenhöhe im Falle eines plötzlichen Druckabfalls einen Wert von 10000 ft überschreitet, wird vom „altitude pressure switch“ ein Signal an eine Kontrolleinheit „oxygen system control unit“ (OSCU) und zu den Anzeigen im Cockpit gesendet. Die Klappen an den Maskencontainern im Kabinenbereich werden geöffnet und die Masken fallen heraus. Der Sauerstoff steht in den Flaschen unter hohem Druck. Zunächst muss der Druck durch das „pressure reducing valve“ herabgesetzt werden. Das „flow regulating valve“ regelt den, zu den Verbrauchern strömenden Sauerstoff, abhängig von der Kabinenhöhe. Die Regelung des Sauerstoffs für die einzelnen Flugdeckbesatzungen erfolgt jeweils autonom am

¹ Dieses System wird nicht weiter beschrieben, da es nicht fest installiert ist und keinen weiteren Einfluss auf die Integration von Geräten und Rohrleitungen des Sauerstoffsystems hat.

Lungenautomaten. Der „low pressure swicht“ erzeugt ein Signal im Cockpit, falls der Sauerstoff im System einen Mindestdruck unterschreitet.

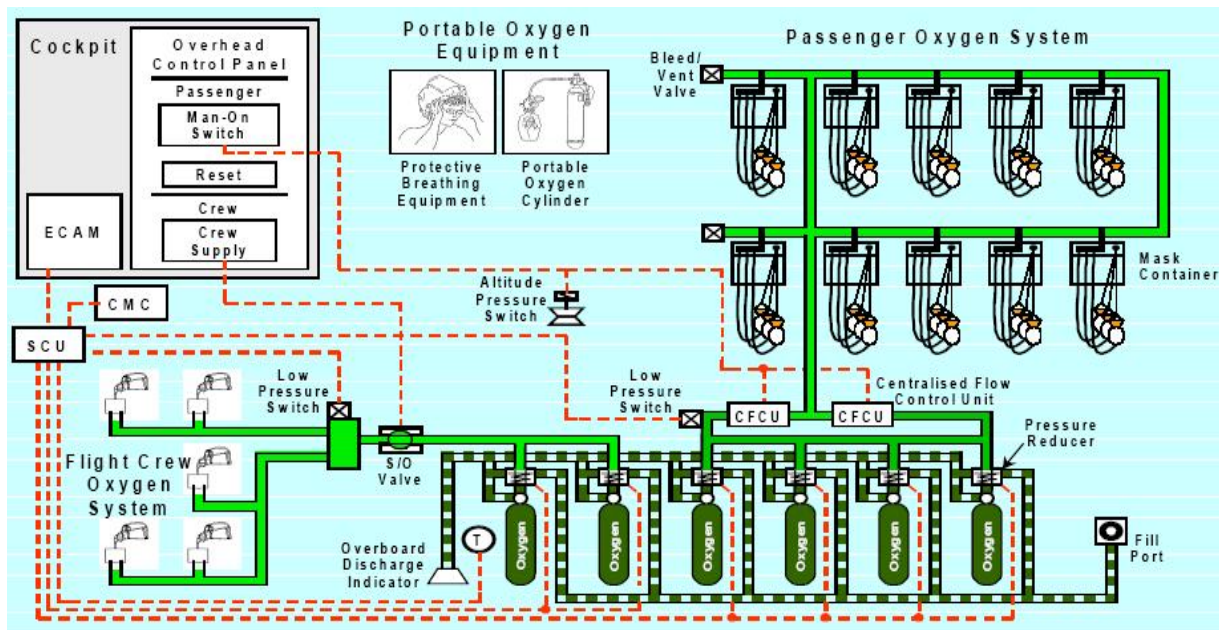


Bild 3.24 Oxygen System ATA35 (Heinrich 2004)

3.5 Pneumatische Anlage

Das Luftversorgungssystem in einem Flugzeug wird als pneumatische Anlage bezeichnet. Hierbei handelt es sich nicht um die Rohrleitungen und Komponenten der Klimaanlage sondern um die Bauteile und Leitungen die unter anderem das Klimapack mit Luft höheren Druckes (ca. 3.1 bar) und höherer Temperatur (ca. 180°C) versorgen. Diese Luftversorgungssysteme werden auch als Niederdruckluftversorgungssystem „low-pressure pneumatic system“ bezeichnet und kommen in heutigen Verkehrsflugzeugen zur Anwendung. Ein Druckluftversorgungssystem „high-pressure pneumatic system“ das mit Drücken von ca. 207 bar arbeitet, kommt als Alternative zum Hydrauliksystem z. B. in der Fairchild Hiller FH-227 zum Einsatz und wird dort zum Ein- und Ausfahren des Fahrwerks, der Bugradsteuerung und als Propellerbremse genutzt (Scholz 2005_a). Wie bereits im Kapitel 3.2.1 erwähnt, ist es wichtig die Druckluft zu Entfeuchten, um beim Entspannen der Luft die Leitungen und Bauteilen vor Vereisung zu schützen. Das „high-pressure pneumatic system“ soll in den folgenden Kapiteln nicht weiter betrachtet werden.

Im Fluge unterscheidet man folgende wesentliche Luftversorgungsarten:

- Stauluft
- Luft von extra installierten Kompressoren
- Zapfluft vom Triebwerk

Am Boden besteht die Möglichkeit der Luftversorgung von folgenden Quellen:

- Über einen Bodenanschluss von einem Kompressorwagen
- Zapfluft von Hilfsaggregat „Auxiliary Power Unit“ (APU)

Die Luftversorgung des Systems im Fluge mittels Stauluft wird nur bei kleinen Flugzeugen ohne Druckkabine genutzt. Bei Großraumflugzeugen sind die Luftmengen, die den Verbrauchern zugeführt werden müssen, wesentlich größer. Eine Übersicht der Druckluftquellen und deren Anwendung ist unter Kapitel 3.2 in Tabelle 3.1 zu finden.

3.5.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 36

Die Pneumatische Anlage muss eine ausreichende Menge an Zapfluft für die Versorgung der Air Generation Units (ATA21) sowie für das Anti-Icing System (ATA30) zur Verfügung stellen. Weiterhin gibt es Schnittstellen zum Hydrauliksystem (ATA29) und zum Potable Water System (ATA38). Für diese Systeme muss Zapfluft zur Druckbeaufschlagung der Hydraulikreservoirs, sowie der Frischwassertanks zur Verfügung gestellt werden. Für den Triebwerksstart muss der mit Druckluft betriebene „air-starter“ versorgt werden. Bild 3.25 zeigt die Rohrleitungsverläufe, Komponenten und Schnittstellen des Luftversorgungssystems am Beispiel der Airbus A321.

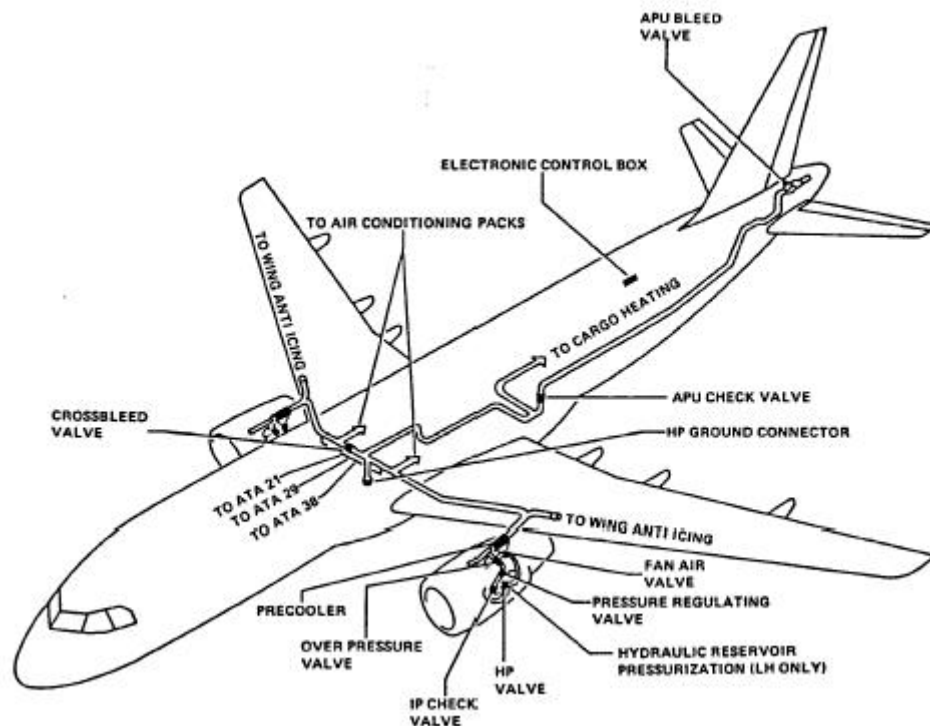


Bild 3.25 Übersicht des Pneumatiksystems A321 (Scholz 2005_d)

Am Boden kann mit einem Druckluft-Service Wagen über einen Hochdruckanschluss „high pressure ground connector“ (HP-GND-Connector) Luft in das System eingebracht werden. Eine Verbindungsleitung „cross feed duct“ zwischen den linken und rechten Komponenten des Zapfluftsystems ermöglicht die Versorgung der jeweils gegenüberliegenden Seite. Bei einem konventionellen Flugzeug ist die Verbindungsleitung „cross feed duct“ im Bereich der nicht Druckbeaufschlagten Bauchverkleidung integriert. Diese Position ergibt sich, da diese Verbindungsleitung sehr heiße Luft bei gleichzeitig hohem Druck befördert. Innerhalb der Kabine könnten im Fall einer Leckage erhebliche Schäden verursachen werden.

3.5.2 Baugruppen ATA 36

Zum Pneumatiksystem gehören alle Rohrleitungen und Geräte die große Mengen an komprimierter Luft von der Quelle bis zur Schnittstelle des verbrauchenden Systems transportieren (ATA1994). Das ATA38 System kann weiter in folgende Subsysteme gegliedert werden:

1. Luftverteilsystem zu dem alle Rohre, Ventile, Aktuatoren und Wärmetauscher gehören (ATA36-10 Distribution).
2. System das Drücke, Temperaturen überwacht und Leckagen anzeigt (ATA36-20 Indicating).

3.5.3 Funktionale Beschreibung des ATA 36

Bei heutigen Verkehrsflugzeugen mit Strahltriebwerken wird die Zapfluft an verschiedenen Stellen des Verdichters abgenommen. Je nach Flugsituation wird dem Triebwerksverdichter entweder Luft mittleren Druckes „intermediate pressure“ (IP) oder hohen Druckes „high pressure“ (HP) entnommen. Im Reiseflug wird Luft mittleren Druckes (IP) entnommen. Falls der geforderte Luftdruck am (IP) Anschluss nicht vorherrscht, wird auf den (HP) Anschluss umgeschaltet. Damit die Luft hohen Druckes nicht in den Niederdruckverdichter zurückströmen kann ist ein Rückschlagventil „IP check valve“ (IPC) installiert.

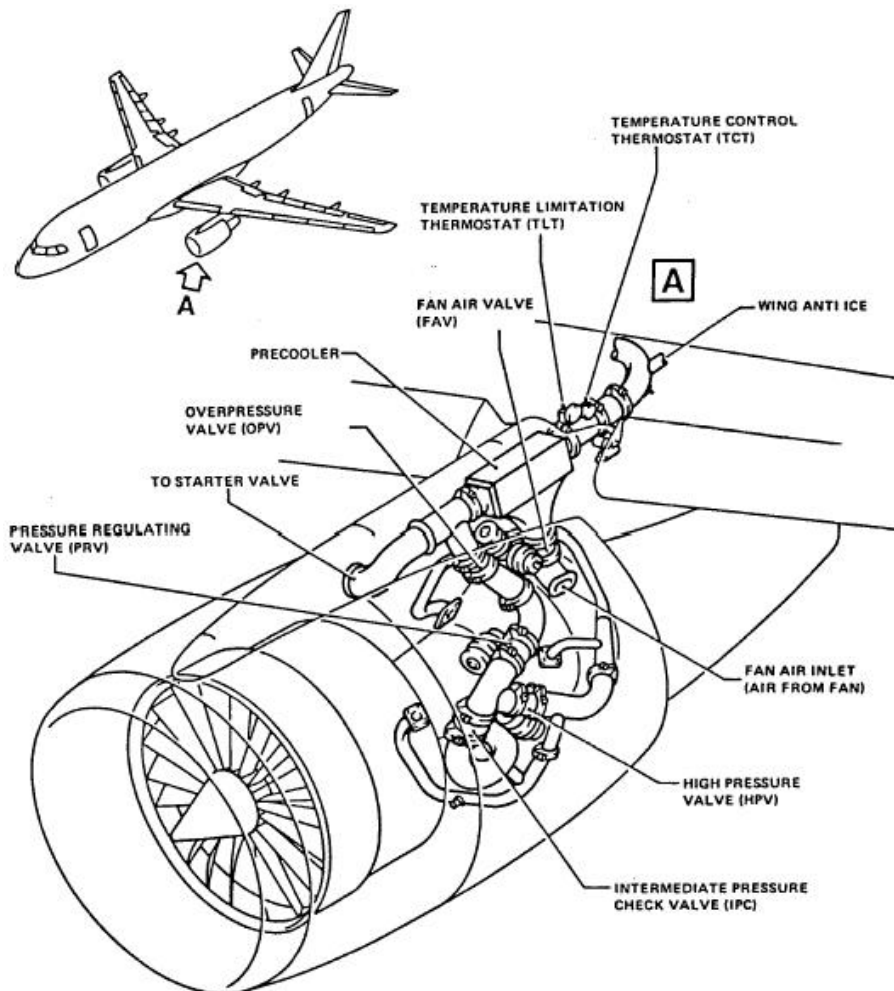


Bild 3.26 Komponenten des ATA36 am Triebwerk (Scholz 2005_d)

Der geforderte Druck der Zapfluft wird mit dem Druckregelventil „pressure regulating valve“ (PRV) eingestellt. Die Temperaturregelung erfolgt in einem Wärmetauscher „precooler“. Die am Triebwerk entnommene Luft ist ca. 400°C heiß und wird im Wärmetauscher mit Luft, die im Triebwerksbereich des Fans entnommen wird, auf ca. 200°C gekühlt. Bild 3.26 zeigt die Geräte des ATA36 für die Temperatur- und Druckregelung. Diese sind direkt am Triebwerk angebracht, um die nachfolgenden Leitungen „bleed air ducts“ möglichst leicht auslegen zu können. Durch die vorherige Regelung von Druck und Temperatur wird auch das Gefahrenpotential bei Leckage im Rohrleitungsnetzwerk minimiert.

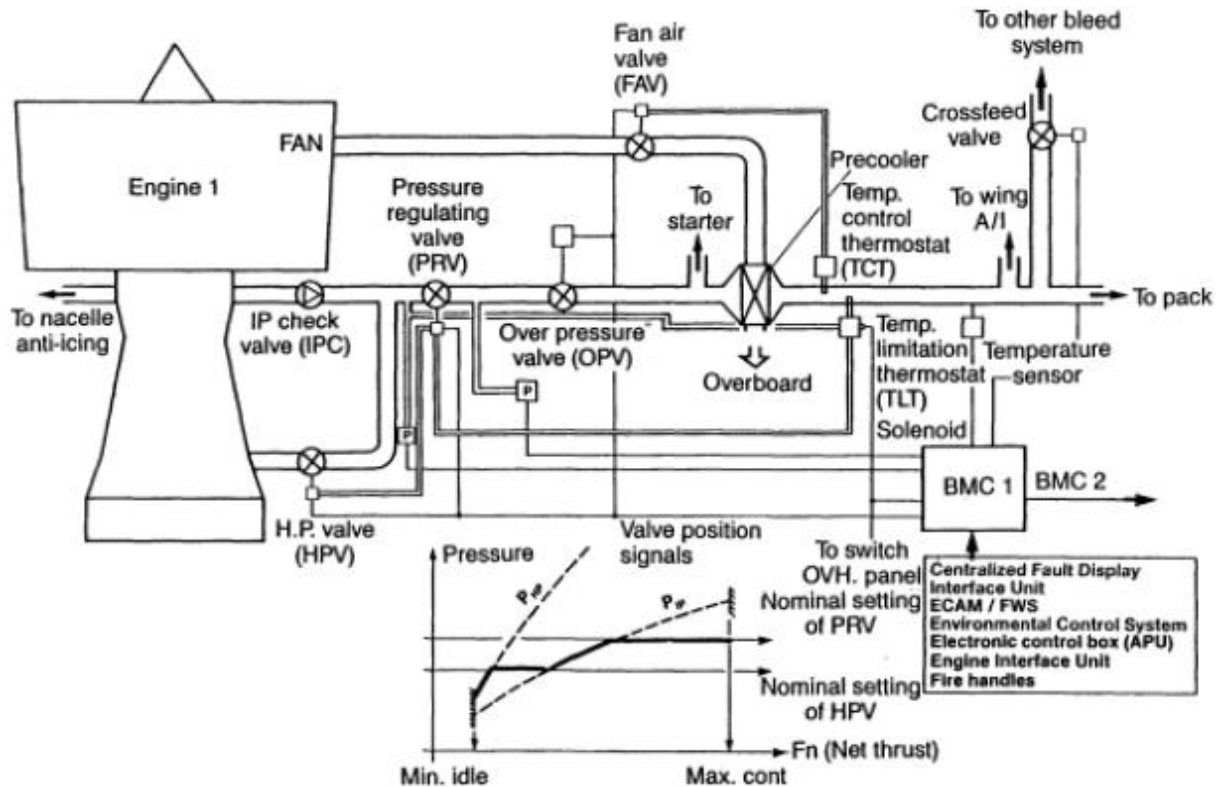


Bild 3.27 Funktionsschaltbild ATA36 im Triebwerksbereich (Scholz 2005_d)

3.6 Wasser-/Abwassersystem

Wasseranlagen in Flugzeugen dienen zur Versorgung von Waschräumen und Küchen mit Frischwasser. Optionale Tanks zur Versorgung weiterer Verbraucher wie zum Beispiel Geräte zur Luftbefeuchtung „Humidifier-Units“ sollten berücksichtigt werden.

Nach der Nutzung kann das Wasser je nach Verunreinigungsgrad aufbereitet, über Bord befördert oder in Tanks bis zur Landung gelagert werden. Das Bild 3.28 zeigt die Einteilung der unterschiedlichen Wassersysteme. Beim Abwassersystem ist zu unterscheiden zwischen bakteriell verunreinigtem Abwasser aus Toiletten und leicht verunreinigten Abwässern, welches zusammen mit eindringendem Regenwasser an den Türbereichen eingesammelt und über Bord befördert wird. Dieses Wasser wird als Grauwasser bezeichnet.

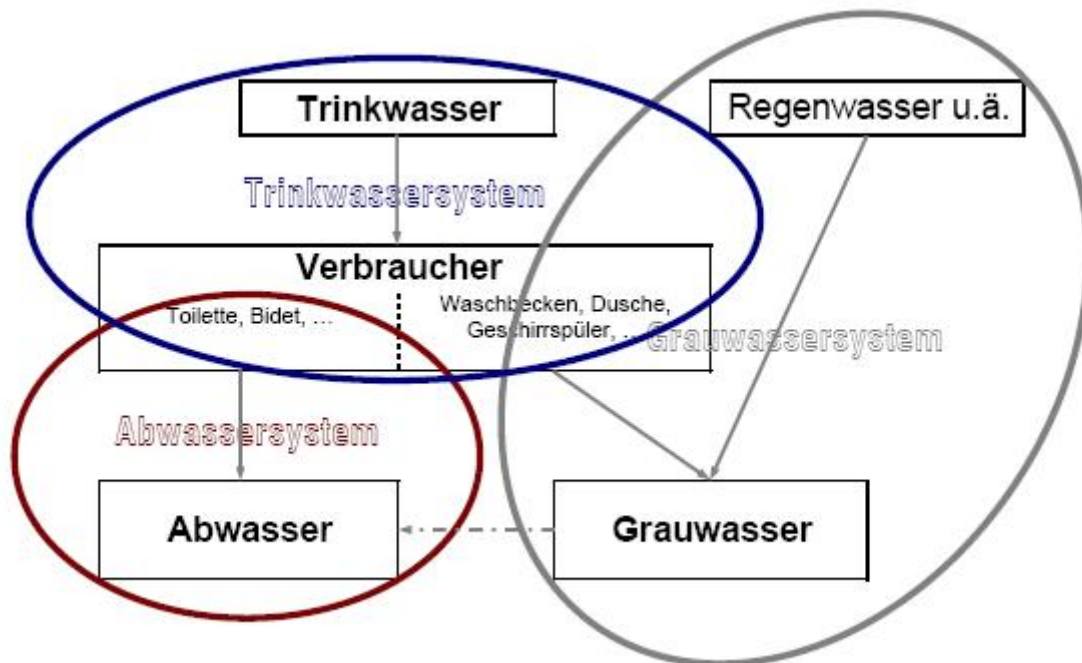


Bild 3.28 Aufbau des Wasser- & Abwassersystems (Maier-Witt, Mainusch 2005)

3.6.1 Allgemeine Beschreibung des ATA 38

Grundsätzlich kann das Wasserversorgungssystem als Schwerkraftanlagen oder Druckanlagen konstruiert sein. Schwerkraftanlagen gibt es meist nur in kleineren und/oder älteren Flugzeugen. Das Prinzip der Schwerkraftanlage beruht auf der Positionierung eines Wassertanks in einer Höhe über dem Verbraucher. Öffnet man das Absperrventil am Tank, fließt das Wasser bei normaler Lage des Flugzeugs, unter Schwerkraftwirkung aus dem Tank. Bei Flugzeugen mit Druckkabine ist zu beachten, dass im oberen Bereich des Wassertanks ein Belüftungsventil installiert sein muss, da sonst durch einen geringeren Kabinendruck im Flugfall keine Wasserentnahme erfolgen kann.

Bei neueren, Verkehrsflugzeugen ist die Frischwasserversorgung als Druckanlage ausgeführt. Die Druckbeaufschlagung der Frischwassertanks erfolgt über Zapfluft von den Triebwerken, Hilfsturbine (APU), installierten Kompressoren oder über einen Gerätewagen am Boden. Bevor Frischwasser zum Verbraucher gelangt ist eine Filterung und eventuelle Aufheizung erforderlich. Zu den Verbrauchern werden hauptsächlich die Toiletten und Küchen gezählt. Da sich diese weitläufig über den Flugzeugrumpf verteilen, werden die Heizer örtlich installiert. In den Küchen sind die Heizer meist als Boiler ausgelegt um eine bestimmte Heißwassermenge vorrätig zu haben. In den Waschräumen wird das Heißwasser in Durchlauferhitzern erzeugt. Die Wasserfilter haben die Aufgabe, Verunreinigungen auszufiltern und festzuhalten. In neueren Verkehrsflugzeugen wird eine zusätzliche Wasseraufbereitung durchgeführt, um die Frischwasserqualität zu erhöhen. Das

Wasseraufbereitungsgerät „Potable Water Treatment Module“ arbeitet kontinuierlich und hat folgenden Aufgaben (**Heinrich 2004**):

- Temperaturregelung zum Schutz der Wasserleitungen gegen Einfrieren
- Schutz gegen Verkalkung
- Chlorierung zur Desinfektion.

Sowohl das Frisch- als auch das Abwassersystem müssen mit gut zugänglichen Bedienstationen „Service Panels“ ausgerüstet sein. Dort werden die Füllstände der Wasser- und Abwassertanks angezeigt. Bei Bedarf werden die Frischwassertanks aufgefüllt und die Abwassertanks entleert.

3.6.2 Baugruppen des ATA 38

Das Wasser- und Abwassersystem wird in folgende Sub-Systeme aufgeteilt und nach ATA100-Spezifikation (**ATA1994**) unterschieden:

1. System zur Versorgung von Komponenten in Monumenten wie Küchen „Galleys“ und Lavatories mit Frischwasser (ATA38-10 Potable Water System).
2. System zur Beförderung des Toilettenabwassers zu den Abwassertanks (ATA38-31 Toilet System – Vacuum).
3. System zur Beförderung von verbrauchtem, aber nicht bakteriell verunreinigtem Wasser über Bord oder zu Wiederaufbereitungseinheiten (ATA38-32 Waste Water System).

3.6.3 Funktionale Beschreibung des ATA 38

Weil in heutigen Verkehrsflugzeugen ein weitläufiges Rohrleitungsnetz mit vielen Verbrauchern mit Frischwasser zu versorgen ist, wird das System als Drucksystem ausgelegt. Wie bereits in Kapitel 3.5.1 erwähnt, ist eine Druckluftquelle zur Beaufschlagung der Tanks notwendig. Dafür kann Druckluft vom ATA36, die so genannte „Service Air“ verwendet werden. Bei einigen Flugzeugtypen reicht der vorhandene Druck von ungefähr drei bar nicht aus, um das Wasser bis zu den Verbrauchern zu befördern. In diesem Fall werden extra Kompressoren installiert, um einen ausreichenden Druck zu liefern. Das folgende Bild 3.29 zeigt das Prinzip der Wasser- und Abwasseranlage der Airbus A380.

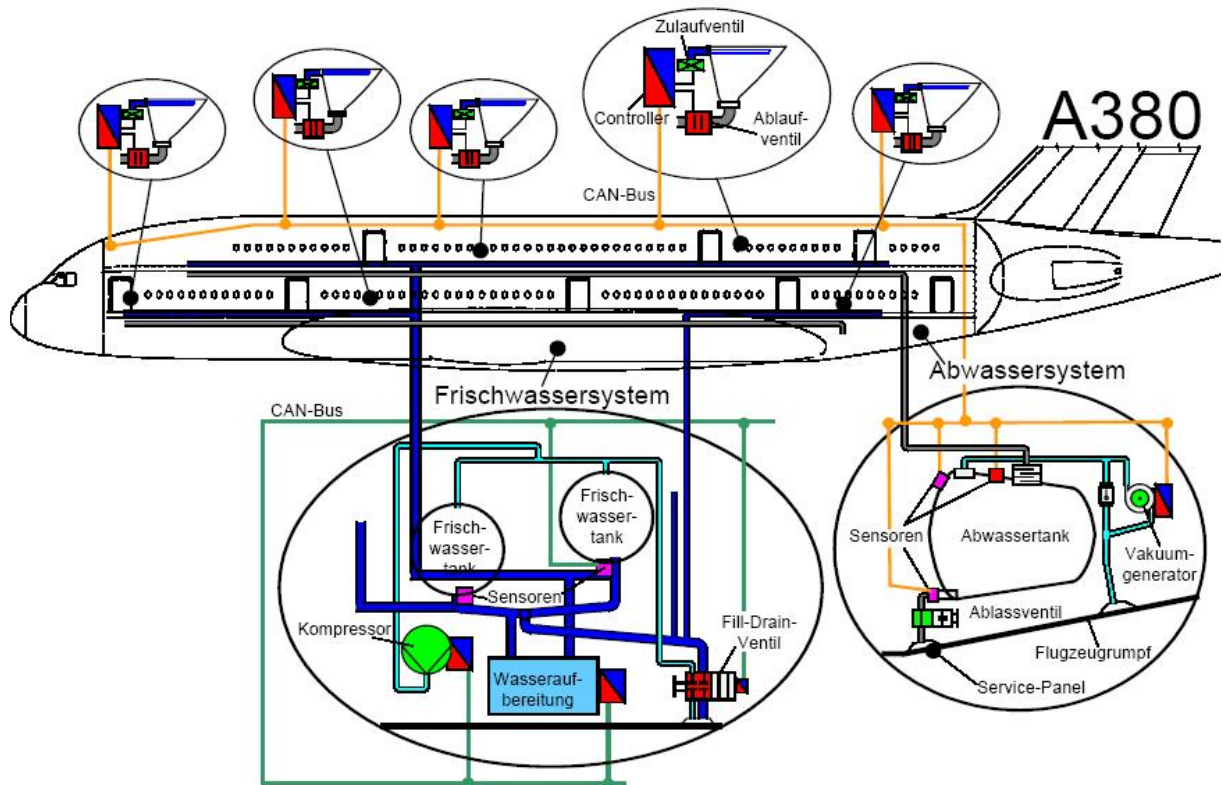


Bild 3.29 Gesamtübersicht Wasser- u. Abwassersystem A380 (Heinrich 2004)

Das Abwassersystem moderner Verkehrsflugzeuge ist als Vakuum-System ausgelegt, um die erforderlichen Spülwassermengen zu minimieren. Weiterhin ist ein Vakuum Toiletten System (VTS) gegenüber früher verwendeten Spülsystemen relativ einfach aufgebaut. Beim VTS verbindet eine Rohrleitung den oberen Punkt eines Abwassertanks mit einem Punkt an der Flugzeugaußenhaut. Im Reiseflug, wird der existierende Druckunterschied zwischen Kabine und Umgebung genutzt, um ein Vakuum im Tank zu erzeugen. Für den Betrieb in geringen Flughöhen und am Boden ist ein Vakuumgenerator angeschlossen, um einen Unterdruck im Abwassertank zu erzeugen. Um das Abwasser von der Toilette zum Tank zu befördern wird das Ablaufventil, welches an der örtlichen Toilette positioniert ist, geöffnet. Die mit dem Tank verbundene Abwasserleitung füllt sich von der Toilettenseite her mit Kabinendruck und befördert das Abwasser in Richtung Tank. Bei einem weit verzweigten Abwassernetz kann es in den Zuläufen der mittleren Toiletten an die Hauptabwasserleitung einen unerwünschten Strömungseffekt vom Abwassertank weg geben, da auch dieser Leitungsbereich unter Unterdruck steht. Dieser Rückflusseffekt „Backflow“ genannt trägt zu einem erheblichen Teil zu den Wartungskosten des Abwassersystems bei (Karlsson, Wollenweber 1997).

4 Requirements Capturing

In den folgenden beiden Kapiteln werden die Grundlegenden Anforderungen und deren Quellen für die Untersuchung der VELA2 Kabinensysteme aufgeführt.

4.1 Top Level Aircraft Requirements

Die folgende Liste gibt eine Übersicht der wichtigsten Anforderungen auf Flugzeugebene „Top Level Aircraft Requirements“ (TLAR) nach (Airbus 2004) die von der Standardkonfiguration der VELA2 Studie zu erfüllen sind:

- Flügelspannweite kleiner 100m
- Pfeilung des mittleren Flügelsegmentes (=Rumpfsektion) mit 61.6°
- Position des äußeren Flügels „o/b wing“ im Vergleich zur VELA1-Studie weiter nach hinten verschoben
- Dickenverhältnis innerer Flügel (=Rumpfsektion) entspricht 15%
- Dickenverhältnis äußerer Flügel entspricht 9%
- Spurbreite des Hauptfahrwerkes (Aussenkante-Aussenkante) kleiner 16m
- Auslegungsreichweite mit „Standard Passenger Payload“ (SPP) ist 7650nm
- Frachtkapazität von 10t
- Unterbringung der Fracht auf einer Deckebene
- Technologiestand „Entry into Service 2006“ (E.I.S. 2006)

Weiterhin werden folgende Konzepte für die Hauptbaugruppen verfolgt:

- Rumpf mit einer kurzen Cockpit-Nase
- Flügelmittelsstück (=Rumpfsektion) ist druckbeaufschlagt mit Ausschnitten für die Fahrwerksschächte
- Einschaliges und zweischaliges Konzept für die Druckkabine
- Integrierte Tanks im äußeren Flügel und im Übergangsbereich zwischen äußerem und mittlerem Flügelstück
- Klassischer Biegetorsionskasten für die äußeren Flügel
- Hochauftriebssysteme am mittleren Rumpf und an den Tragflächen
- Funktionen des horizontalen Leitwerks integriert in die mittlere Rumpf-/Flügelsektion und die Tragflächen
- Doppelseitenleitwerk im Bereich der mittleren Rumpf-/Flügelsektion
- Vier Triebwerke unter der Tragfläche im Vorflügelbereich
- Antriebssystem entsprechend der Rolls Royce Trent 900 Technologie

Die Anforderungen an eine Flugzeugkabine werden in einem gesondertem Dokument, den „Top Level Cabin Requirements Dokument“ (TLCRD) beschrieben. Da dieses Dokument

nicht zur Verfügung steht, die Kabine aber als wichtigste Schnittstelle zwischen Passagier und Flugzeug funktioniert, werden die Kabinenanforderungen an dieser Stelle mit aufgeführt:

- Kabinenbreite kleiner 22,86m
- Ebener Kabinenfußboden mit einem Winkel gegenüber dem Horizont kleiner 3° im Reiseflug
- Unterbringung der Passagiere auf einer Deckebene
- Passagierkapazität im Dreiklassenlayout 750 Passagiere
- Aufteilung der Klassen in: 22 Passagiere in der Ersten Klasse FC
136 Passagiere in der Geschäftsreiseklasse BC
592 Passagiere in der Touristenklasse YC
- Sitzaufteilung in der Touristenklasse 32-abreast
- Anzahl der Türen und Notausstiege im Vorflügel und im hinteren Teil des Flügelmittelstücks beträgt insgesamt 10

In der Tabelle 4.1 wird die benötigte Anzahl von Toiletten (Lavatories) und Küchenwagen (Trolleys), die zu berücksichtigen Mengen an Gepäckstücken sowie die Sitzplätze und Ruheräume für Flugbegleiter aufgeführt.

Tabelle 4.1 3-Klassen Layout VELA2 (in Anlehnung an **Airbus 2004**)

Anzahl	Erste Klasse (FC)	Geschäftsreiseklasse (BC)	Touristenklasse (YC)
Passagiersitze	22	136	592
Waschräume	3	6	14
Küchewagen	11	34	60
Flugbegleitersitze	3	6	17
Gepäckstücke	44	204	592

Die Ruheräume werden über der Passagierkabine positioniert und sind durch klappbare Leitern erreichbar. Es sind Zwei Ruheräume für Pilot und Copilot, sowie Vierzehn Ruheräume für die Flugbegleiter vorgesehen.

In der Passagierkabine steht eine maximale Höhe von 2133mm zur Unterbringung von Interior und Monumenten wie Küchen und Toiletten zur Verfügung.

Für die Auslegung der Kabinensysteme muss ein 1-Klassen Layout, mit einer entsprechend großen Anzahl von Sitzen, berücksichtigt werden (Tabelle 4.2).

Tabelle 4.2 1-Klassen Layout VELA2 (in Anlehnung an **Airbus 2004**)

Anzahl	Touristenklasse (YC)
Passagiersitze	1028
Waschräume	18
Küchewagen	58
Flugbegleitersitze	21
Gepäckstücke	1028

Die Ladekapazität des Frachtraumes für ein 3-Klassen-Layout und für ein 1-Klassen-Layout ist in Tabelle 4.3 dargestellt.

Tabelle 4.3 Frachtladekapazität VELA2 (in Anlehnung an **Airbus 2004**)

Anzahl	3-Klassen Layout	1-Klassen Layout
LD3 Container Passagiergepäck	27	32
LD3 Container Besatzungsgepäck	1	1
LD3 Container Fracht (alternativ Paletten)	12 (4)	9

4.2 Systemanforderungen

In den folgenden Abschnitten wird eine Auswahl an zu erfüllenden Anforderungen der untersuchten Systeme aufgelistet und klassifiziert. Unterschieden wird zwischen:

- Funktionalen Anforderungen
- Zertifizierungsanforderungen
- Sicherheitsanforderungen
- Wartbarkeitsanforderungen
- Umweltsanforderungen
- Leistungsanforderungen

Um die große Anzahl von Anforderungen und deren Einhaltung beim Prüfen der System Layout Modelle schnell durchführen zu können werden einzelne Anforderungen bestimmten Sub-Systemen zugeordnet. Außerdem werden die Anforderungen nummeriert, um in einer Matrix (siehe Anhang F) eine eindeutige und übersichtliche Darstellung der Systemmodelle und der Anforderungen zu gewährleisten. Die Zertifizierungsanforderungen sind anhand der Nummer aus dem Regelwerk der Zulassungsbehörden zu erkennen (z.B. JAR 25.831 Ventilation). Die Funktionalen Anforderungen sind durch den Buchstaben „F“ und einer fortlaufende vierstellige Nummer gekennzeichnet (z.B. F-0001). Nach diesem Schema sind Sicherheitsanforderungen mit dem Buchstaben „S“, Wartbarkeitsanforderungen „M“, Umweltsanforderungen „E“ und Leistungsanforderungen mit „P“ gekennzeichnet.

Bei den in den folgenden Kapiteln aufgelisteten Anforderungen wurde bereits eine Vorauswahl bezüglich der Überprüfbarkeit anhand der System Layout Modell vorgenommen. Bei einem Flugzeugprojekt wie der Airbus A380 gilt es für die zu integrierenden Systeme einige Tausend Anforderungen zu erfüllen. Die hier aufgelisteten Anforderungen sind Auszüge aus internen Airbusdokumenten (Ansprechpartner **PT**) und die Anforderungen sind allgemein formuliert, jedoch konkret genug, um die Systemmodelle anhand der Anforderungen überprüfen zu können. Die Zulassungsanforderungen wurden dem Regelwerk für die Zulassung großer Transportflugzeuge entnommen (**JAA 1997**).

Nachfolgend ist je ein Beispiel für eine Klasse von Anforderung aufgelistet:

Die funktionale Anforderung Nr. F0041 (siehe Anhang A.4.2) besagt:

The APU – Isolation Valve shall be installed in the APU bleed air ducting.

Das APU-Absperrventil soll in der APU-Zapfluftleitung installiert sein. Wenn das APU-Absperrventil nicht innerhalb der Anschlussleitung, sondern innerhalb der Verbindungsleitung zwischen linker und rechter Flugzeugseite positioniert wäre, dann würde das System seine vorgesehene Funktion nicht erfüllen können. Die Aufgabe des APU-Absperrventils ist es, im Falle der Zapfluftversorgung von den Triebwerken, einen Rückfluss der Zapfluft in die APU zu verhindern.

Die Zertifizierungsanforderung JAR 25.1445 “Equipment standards for the oxygen distributing system (a)” (siehe Anhang A.3.1) lautet folgendermassen:

When oxygen is supplied to both crew and passengers, the distribution system must be designed for either - (1) A source of supply for the flight crew on duty and a separate source for the passengers and other crew members; or (2) A common source of supply with means to separately reserve the minimum supply required by the flight crew on duty. (See ACJ 25.1445 (a)(2).) (3) Systems designed to comply with sub-paragraph (a)(1) or (a) (2) of this paragraph must be provided with means to isolate the distribution system from the supply source. (See ACJ 25.1445 (a)(3).)

Wenn jeweils Besatzung und Passagiere mit Sauerstoff versorgt werden, dann muss das Sauerstoffversorgungssystem entweder so ausgelegt sein dass – (1) eine Versorgungsquelle für die Cockpitbesatzung im Dienst und eine separate Versorgungsquelle für Passagiere und andere Besatzungsmitglieder vorhanden ist; oder (2) eine gemeinsame Versorgungsquelle die so ausgelegt ist, dass die minimale Sauerstoffreserve für die Diensthabende Cockpitbesatzung gewährleistet ist. (siehe auch ACJ 25.1445 (a) (2).). (3) Eine Systemauslegung nach den Unterparagraphen (a) (1) oder (a) (2) erfordert Vorkehrungen, die es ermöglichen das Verteilungssystem von der Sauerstoffquelle zu isolieren. (siehe auch ACJ 25.1445 (a) (3).)

Diese Zulassungsanforderung beinhaltet sehr konkrete Aussagen über die Auslegung des Sauerstoffsystems. Außerdem werden Hinweise gegeben, welche alternativen Systemauslegungen erlaubt, und welche Paragraphen des Regelwerks dann gültig sind.

Eine weitere Informationsquelle für die Interpretation der Zulassungsanforderung sind die „Acceptable Means of Compliance and Interpretations“ (ACJ). In diesen Dokumenten wird erklärt, wie die Anforderungen der Zulassungsbehörden erfüllt werden können.

Die Sicherheitsanforderung Nr. S-0014 (siehe Anhang A.3.3) nimmt Bezug auf die Rohrverlegung:

All pipework routed through engine burst zones should be routed wherever possible, on the opposite side of solid structure from where engine burst fragments would travel.

Alle Leitungen die durch den Gefahrenbereich von abfliegenden Triebwerksteilen führen, sollen wenn mögliche auf der dem Gefahrenbereich abgewandten Seite der Struktur verlaufen.

Weiterhin werden Anforderungen bezüglich Wartbarkeit aufgestellt. Ein Beispiel dafür ist die Anforderung Nr. M-0046 (siehe Anhang A.5.4):

The self-drain device shall be accessible during ground service

Die Bauteile der Zwangsentwässerung sollen für die Wartung am Boden zugänglich sein.

Die Umweltaanforderung Nr. E-0001 (siehe Anhang A.1.5) für die Klimaanlage gibt folgenden Hinweis:

Noise from the mixing unit and due to the flow restrictors shall be attenuated by means of mufflers, which will be installed for each longitudinal duct.

Ummantelungen, die in jedem Längskanal vorgesehen sind sollen Lärm, der durch die Mischeinheit sowie Messblenden erzeugt wird, abschwächen.

Die Klimaanlage würde auch ohne Ummantelung der Klimakanäle funktionieren. Der Komfortanspruch erfordert jedoch eine geringe Lärmbelastung der Kabineninsassen.

Eine weitere Klasse von Anforderungen sind die Leistungsanforderungen an ein System. Die Anforderung Nr. P-0001 (siehe Anhang A.5.5) gibt für die Installation von Wasser- und Abwasserleitungen die Anweisung:

Dead end tubing (as system provisions etc.) shall be avoided.

Leitungen mit Sackgassen (zum Beispiel als Vorbereitungen für Systemerweiterungen) sollen vermieden werden.

5 Konzepterstellung und Integration

Die Konzepterstellung beinhaltet die Entwicklung von ersten dreidimensionalen, geometrischen Daten der Systeme innerhalb der Flugzeugumgebung. Außerdem wird das Flugzeug in Zonen und Bereiche aufgeteilt, um einen Überblick über verfügbare Einbauräume zu bekommen. Der iterative Prozess der Integration beinhaltet die Arbeitsschritte der Kollisionsuntersuchung zwischen den Systemen und Systemen und Struktur, sowie die Untersuchung der Gefahrenbereiche „engine burst simulation“.

5.1 Konzepterstellung auf Flugzeugebene

Für die Konzepterstellung auf Flugzeugebene werden die Systeme zunächst in folgende Bereiche aufgeteilt:

- Energieerzeugung (Triebwerke, Hilfstriebwerke)
- Energiespeicherung (Kraftstoff, Batterien, Hydraulikakkumulatoren)
- Energieverteilung
 - Luftverteilung
 - Flüssigkeitsverteilung
 - Elektrisches Netzwerk
- Energieverbrauch (zum Erfüllen einer Funktion)
 - Payload Systems
 - Environmental Control System
 - Vehicle Control System
 - Operational Systems
 - Safety Systems

Das folgende Schema (Bild 5.1) zeigt die Einteilung der Systeme und deren Zuordnung zu den Bereichen „cluster“. Eine detaillierte Zuordnung folgt in Tabelle 5.1. Im Rahmen dieser Diplomarbeit können nicht alle Systeme im Detail integriert werden. Es werden aber wichtige Systemkomponenten wie zum Beispiel die Flügeltanks (ATA28) oder Avionics Compartments in denen die Geräte mehrerer verschiedener ATAs zentral eingebaut sind, durch Platzhalter repräsentiert.

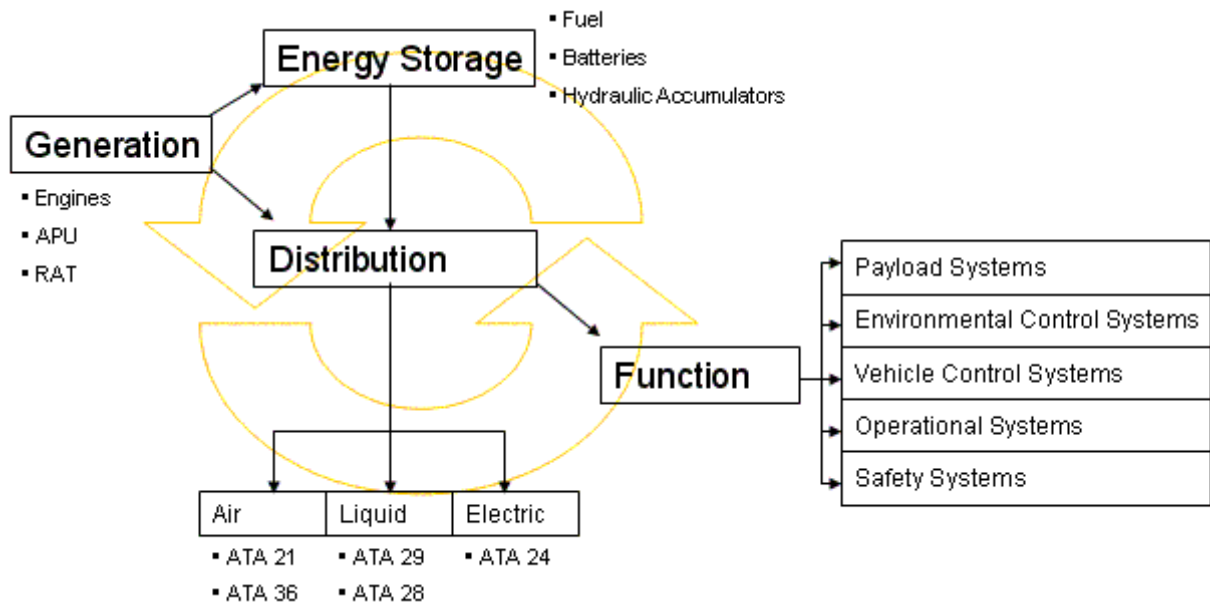


Bild 5.1 Grundlegende Einteilung der Systeme

Tabelle 5.1 Zuordnung Cluster – ATA-Kapitel

Cluster	ATA-chapter	Integrated
Energy Storage	Fuel	28 X (fuel-tanks only)
	Power Storage	24 29 -
Power Generation	70	X (core engines only)
	24	-
	49	X (core engines only)
Power Distribution	Air	21, 36 X
	Electric	24 -
	Liquid	28, 29 -
Payload Systems	21	X
	38	X
Vehicle Control Systems	27, 29	-
Operational Systems	22	-
	23	-
	25	X (space envelopes Interior)
	31	-
	32	-
	33	-
Safety Systems	34	-
	26	X
	30	-
	35	X

5.1.1 Payload Compartments

Die Nutzlastbereiche des VELA2 Flugzeugs teilen sich auf in das Hauptdeck zur Unterbringung von Passagieren, das obere Deck im vorderen Bereich mit Besatzungsruheräumen (Bild 5.2) und in das untere Deck mit dem Frachtraum vor den Fahrwerksschächten (Bild 5.3).

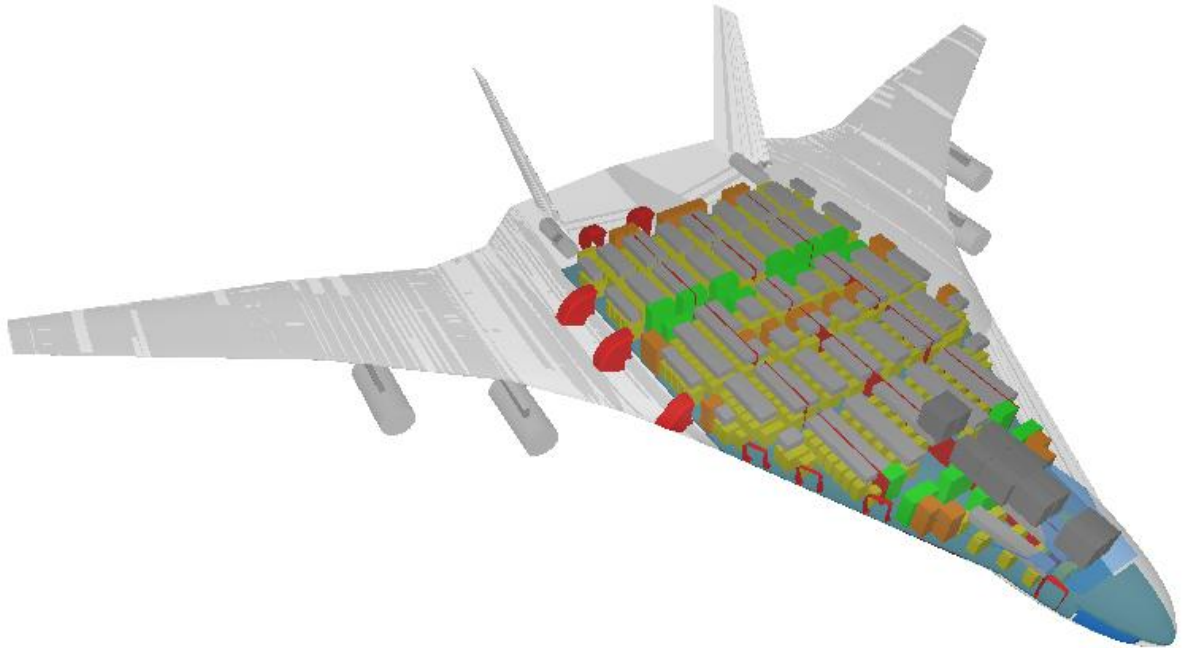


Bild 5.2 Nutzlastbereiche oberhalb des Hauptdecks (Kabine und Ruheräume)

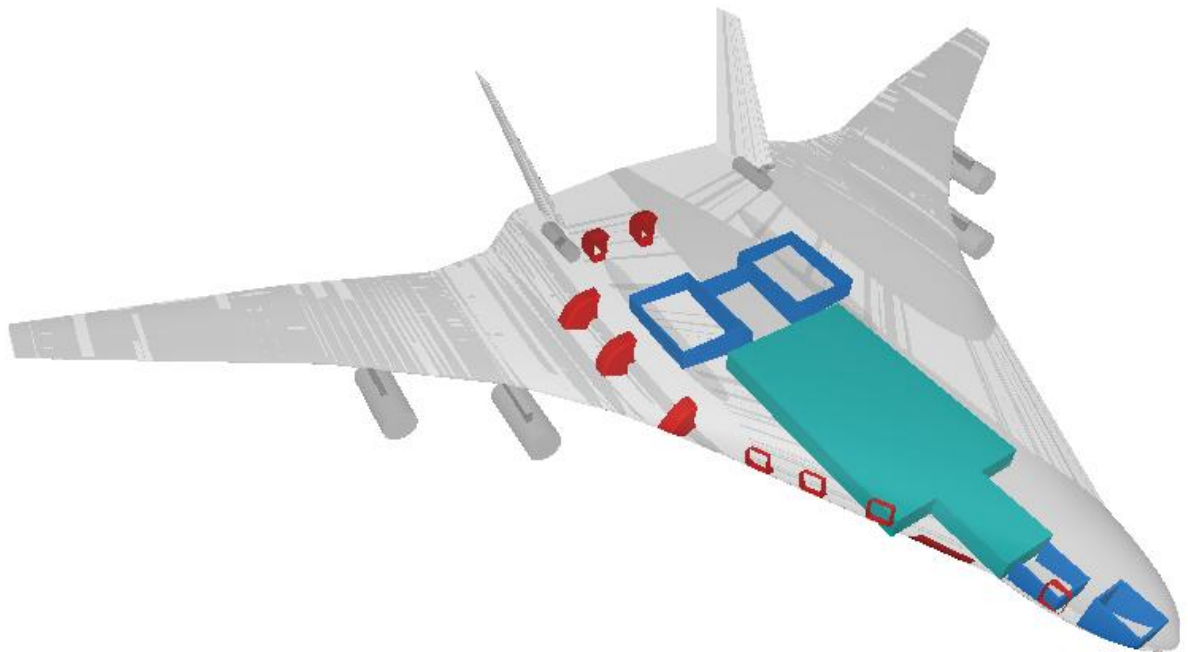


Bild 5.3 Nutzlastbereiche unterhalb des Hauptdecks (Frachtraum)

5.1.2 Avionic Compartments

Der Bereich zur Unterbringung von Avionikgeräten ist im unteren Deck um die Bugfahrwerksschächte, also nahe dem Flugdeck, gelegen. Diese Position ist als günstig anzusehen, da sehr viele elektrische Leitungen zwischen Avionikgeräten und Cockpit installiert werden müssen. Die Geräte der Kabinenunterhaltung und Kommunikation können dezentral im Bereich oberhalb der Kabinendecke integriert werden. Durch die wahrscheinlich hohe Anzahl von Geräten und deren abzuführenden Wärmemengen, wird sich hier eine Unterbringung der Geräte in zentralen Regalen „racks“ anbieten, die einen Anschluss zum Abluftsystem haben.

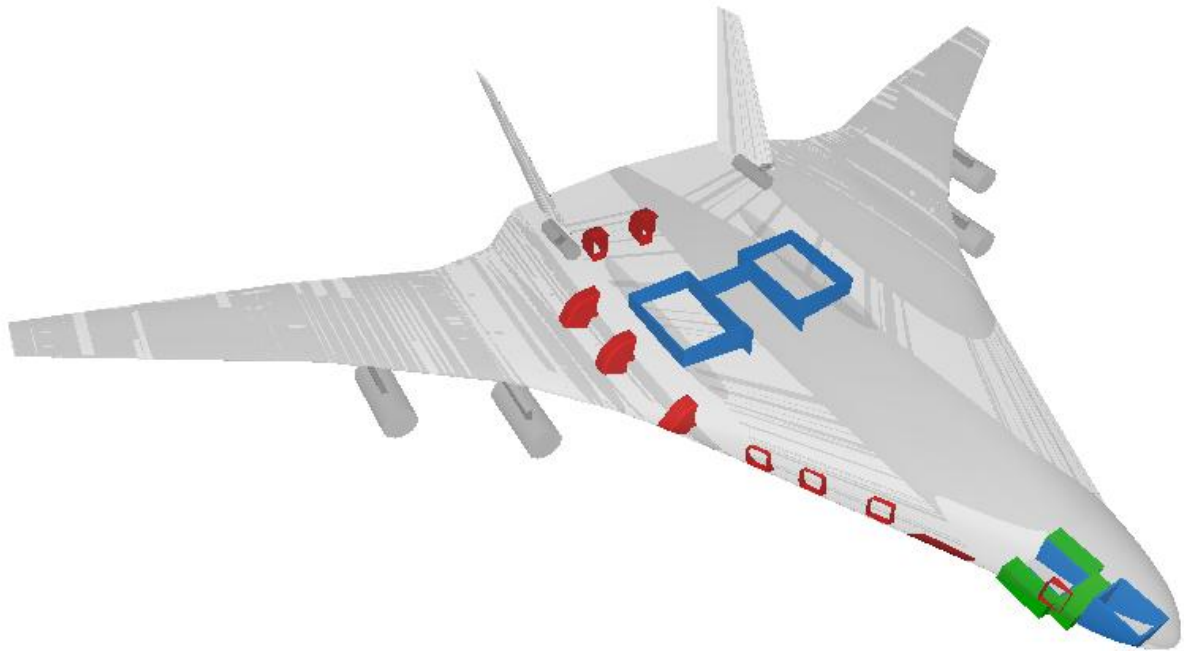


Bild 5.4 Avionic-Compartments

5.1.3 Temperatur Zonen

Die Temperaturzonen ergeben sich durch die Trennwände die in Längsrichtung eingebaut sind. Die Breite einer Temperaturzone beträgt 5715mm. Bei der Aufteilung der Temperaturzonen werden die Dreiklassenbestuhlung und die Position von Monumenten als Trennung zugrunde gelegt. Die hinteren und die in der Kabinenmitte gelegenen Temperaturzonen erstrecken sich über 12 Spantfeldlängen. Es ergibt sich eine Länge von 7620mm für eine Temperaturzone. Dieses Maß wird auch für die in der Mitte der Kabine gelegenen Business-class angenommen. An der linken und rechten Seite des vorderen Flugzeugrumpfes erstrecken sich die Bereiche der Economy-class noch etwas weiter nach vorne und umschließen die Business-class. Die First-class befindet sich im vorderen Kabinenbereich. Für die im vorderen dreieckigen Kabinenbereich gelegenen Temperaturzonen werden jeweils rechteckige Platzhalter gezeichnet (siehe Bild 5.5), da mit

dem Werkzeug IRIS keine Dreiecksformen gezeichnet werden können. Mit dem rechteckigen Platzhalter wird überschlägig das zu versorgende Volumen ermittelt.

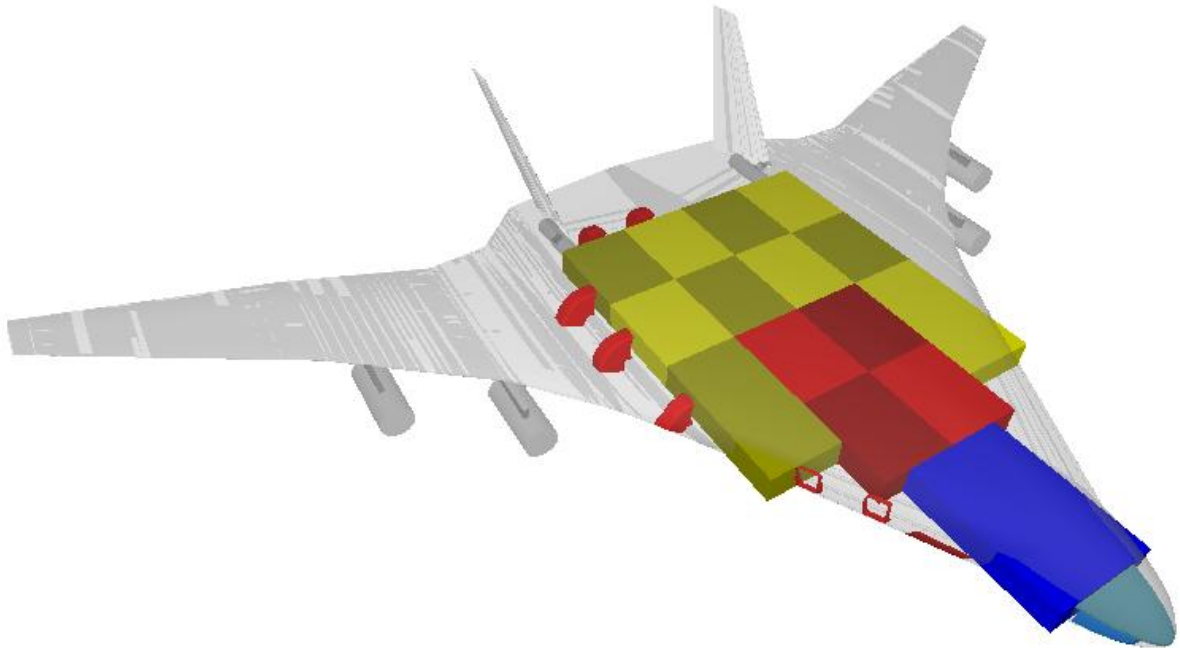


Bild 5.5 Temperaturzonen im Kabinenbereich

Die Tabelle 5.2 zeigt die zu versorgenden Volumina der einzelnen Temperaturzonen des Kabinenhauptdecks.

Tabelle 5.2 Übersicht der Kabinentemperaturzonen

Temperaturzone	Passagiere	Volumen [m ³]
1 FC	22	180
2 EC	87	140
3 BC	32	93
4 BC	32	93
5 EC	87	140
6 BC	36	93
7 BC	36	93
8 EC	48	93
9 EC	48	93
10 EC	48	93
11 EC	48	93
12 EC	56	93
13 EC	57	93
14 EC	57	93
15 EC	56	93

Diese Bereiche müssen mit ausreichend Frischluft versorgt werden. Die Temperatur in jeder Zone muss unabhängig von den umgebenden Zonen regelbar sein. Diese Einteilung der Temperaturzonen ist die Basis für die Verlegung der Hauptversorgungsleitungen der Klimaanlage. Weiterhin gilt es die verbrauchte Luft aus den Temperaturzonen herauszuführen. Die Filter des Rezirkulationsluftsystems müssen innerhalb der Zonen positioniert werden.

5.1.4 System Installation Areas

Folgende Bereiche im Rumpf stehen für die Installation von Systemen zur Verfügung (Bild 5.6 und 5.7). Im Gegensatz zu konventionellen Flugzeugen steht im Deckenbereich viel Bauraum zur Verfügung. In der Bilge ist dagegen kaum Platz für Installationen. Im Vergleich zu kreisförmigen Rumpfquerschnitten, bietet das VELA2 Flugzeug im Dreiecksbereich zwischen Außenhaut und Kabineninnenverkleidung im Fracht- und Ruheraubereich etwas mehr Bauraum. Der nicht Druckbeaufschlagte Flügelwurzelbereich bietet sich für die Integration sehr großer Bauteile an.

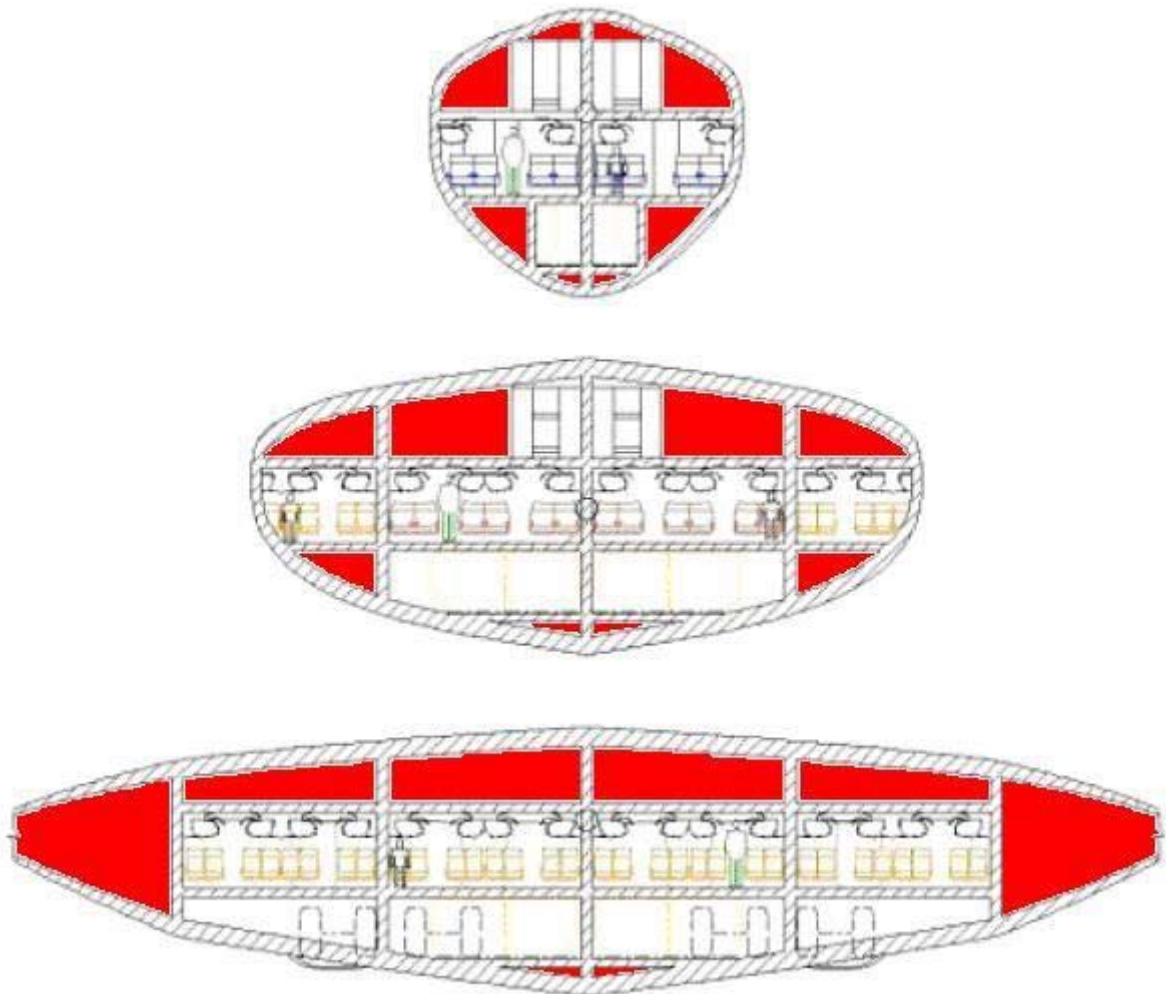


Bild 5.6 verfügbare Bauräume an verschiedenen Kabinenschnitten



Bild 5.7 verfügbare Bauräume Seitenansicht

Einschränkend muss erwähnt werden, dass der Bauraum am Heck des Flugzeugs nicht für die Integration von Kabinensystemen zur Verfügung steht. Dieser Bereich muss für Komponenten des „High Lift Systems“ und des „Flight Control Systems“ reserviert werden.

5.2 Konzepterstellung auf Systemebene ATA21

In den folgenden beiden Kapiteln werden verschiedene Konzepte und Integrationslösungen von Klimaanlage aufgezeigt. Zunächst wird für das VELA2 Flugzeug eine konventionelle Positionierung der Klimaanlagekomponenten verfolgt. Danach erfolgt eine Anpassung der Systemkomponenten an die Einbauträume des Nurflügelflugzeugs.

5.2.1 Klimaanlagen konventioneller Flugzeugtypen

Die größte zu positionierende Baugruppe der Klimaanlage ist die Luftaufbereitungseinheit. Die Position ist abhängig vom verfügbaren Einbauraum für die Einheit sowie der Lage der Zu- und Abströmkanäle der Kühlluft. Die NACA-Einläufe sollen dort am Rumpf angebracht sein, wo hohe Druckbeiwerte und eine dünne Grenzschicht auftreten. Ein weiterer Treiber für die Position der Luftaufbereitungseinheit ist die Lage und Länge der Zapfluftleitungen. Diese Leitungen sollten möglichst kurz gehalten werden, da sie im Fall der Beschädigung eine große Gefahr für umgebende System- und Strukturkomponenten darstellen. Aufgrund der hohen Abwärme werden die Luftaufbereitungseinheiten in den nicht Druckbeaufschlagten Bereichen des Flugzeuges untergebracht. Damit ergeben sich folgende mögliche Einbaupositionen:

- Innerhalb der Bauchverkleidung (Airbus A300 bis A340 und Boeing 737 bis 767)
- In der Flügelwurzel und Bauchverkleidung (Airbus A380)
- Im vorderen Rumpfbereich (Fokker 28, Fokker 100, DC8)
- Im hinteren Rumpfbereich (DC9, MD80, BAe 146)
- Innerhalb der Flügelverkleidung bei Hochdeckern (Illyushin 76 und Airbus A400M)

Nachdem die Luft im Klimapack aufbereitet wurde ist sie sehr kalt und soll mit der Rezirkulationsluft vermischt werden. Die Anschlussleitung zwischen Luftaufbereitungseinheit und Mischeinheit gilt als kritisches Bauteil, weil sie vom nicht Druckbeaufschlagten Bereich in den Rumpf hineingeführt werden muss und weil die Gefahr von Eisansatz innerhalb der Leitung besteht. Diese Anschlussleitung „AGU/Pack-discharge-duct“ sollte einen möglichst geraden Verlauf und wenig Krümmungen aufweisen. Weiterhin sind die Klimarohre des Frischluftverteilsystems und die rückführenden Leitungen des Abluftsystems an die Mischeinheit anzuschließen. An dieser Stelle muss grundsätzlich überlegt werden, wie die Luftzirkulation im Kabinenschnitt erfolgen soll (Bild 5.8).

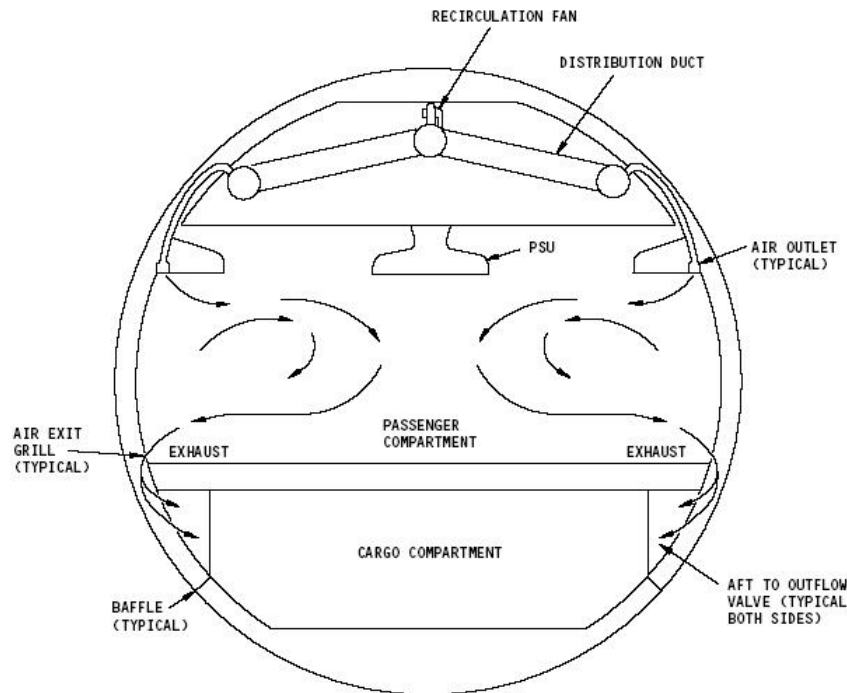


Bild 5.8 Luftwalze im Kabinenschnitt, Boeing (ASL 1991)

Die Verteilung der Luft kann durch die Positionierung der Luftauslässe beeinflusst werden. Heutzutage wird diese Luftverteilung mit CFD „computational fluid dynamics“ Programmen berechnet. Dabei müssen die Baugruppen wie zum Beispiel Sitze und Monumente sowie die Luftströme in Flugzeuglängsrichtung berücksichtigt werden. Durch die CFD-Simulation der Luftwalze und durch die Überprüfung in maßstäblichen (1:1) Kabinenmodellen mittels Nebelmaschinen, werden die genauen Einbaupositionen der Luftauslässe vorgegeben. Mit diesen Informationen ist zu überlegen, ob die Mischeinheit im Deckenbereich oder im Unterflurbereich eingebaut werden soll. Eine Positionierung im Deckenbereich verkürzt die Leitungswege der Frischluftkanäle zu den Luftauslässen, denn es werden keine Steigleitungen vom Unterflurbereich bis in den Deckenbereich benötigt. Bei einem Doppeldeckflugzeug wie der A380, bei der die Mischeinheit im Unterflurbereich installiert ist, ist die Absaugung und Rückführung der Rezirkulationsluft vom Bodenbereich des Oberdecks bis hin zur Mischeinheit durch Fallleitungen „dropper ducts“ notwendig. Auch dieser Anteil an Leitungen ist bei der Positionierung der Mischeinheit zu berücksichtigen.

5.2.2 Klimaanlagenkonzepte VELA2

Die Luftaufbereitungskomponenten für die Klimaanlage der VELA2 Konfiguration werden für die maximale Besetzung des Flugzeuges mit 1028 Passagieren dimensioniert. Es werden die benötigten Komponentenbauräume der Airbus A380 AGU betrachtet und auf ein entsprechend größeres Maß für das Flugzeug VELA2 skaliert.

Die AGUs der A380 müssen bei einer „high density“ Einklassenbestuhlung 840 Passagiere versorgen können. Die Klimapacks der A380 sind eine Weiterentwicklung der Boeing 777 Klimapacks. Eine „Air Generation Unit“ beinhaltet zwei Turbinen- Kompressoreinheiten „air cycle machines“ (ACMs). Eine zusätzliche Turbinenstufe in den ACMs erhöht deren Effizienz. Weiterhin zeichnet sich die AGU der A380 dadurch aus, dass den Turbinen-/Kompressoreinheiten nur ein Wärmetauscher vorgeschaltet ist. Durch die kompakte Bauweise wird ein Bauraum von 2x2x1.8 Metern benötigt (siehe Bild 5.9). Die Leistung einer AGU liegt bei 235kW. Dem A380-Passagier wird 5% mehr Luft zur Verfügung gestellt als in bisherigen Flugzeugen (**Flightinternational 2003**).



Bild 5.9 Klimapack (AGU) der Airbus A380 (**Flightinternational 2003**)

Gegenüber der Klimapackleistung der Airbus A340-600 mit 130kW wurde die Leistung des Packs für die Airbus A380-900 um 85% gesteigert. Das folgende Diagramm (Bild 5.10) veranschaulicht die Leistungen der Klimapacks für verschiedenen Flugzeugtypen.

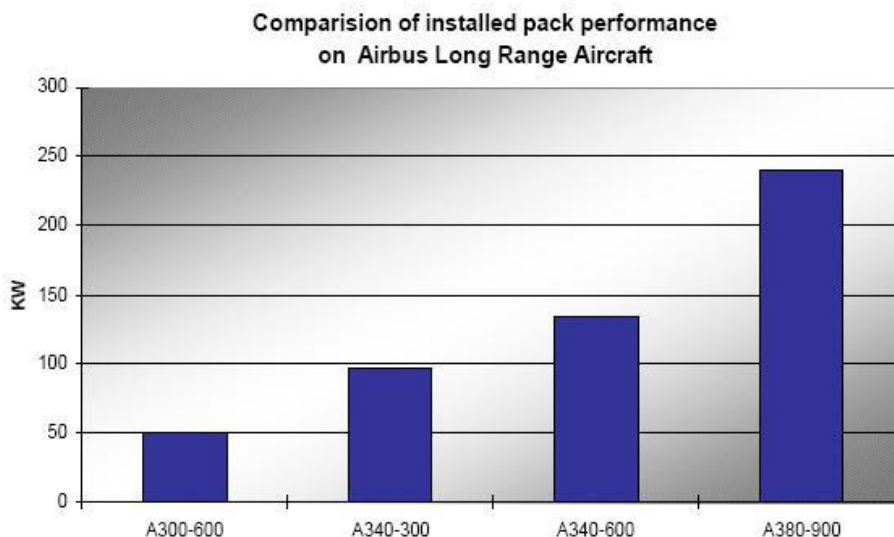


Bild 5.10 Klimapackleistungen (**Dechow 2005**)

An dieser Stelle wird davon abgesehen die erforderliche Leistung einer VELA2 Klimaanlage zu berechnen, da keine Temperatur- und Druckangaben an den einzelnen Stationen der Referenzklimaanlage der A380-900 verfügbar sind.

Jedoch kann über die Anforderung „JAR 25.831 (a) Ventilation“ der erforderliche Luftmassenstrom zur Versorgung der Passagiere als Anhaltspunkt genommen werden, um Geräte und Rohrleitungen für das VELA2 Flugzeug zu skalieren. Um den Komfortansprüchen der Passagiere zu genügen wird jedoch von einem etwas höheren Wert von 1 lb/min pro Passagier ausgegangen. Es ergibt sich für die A380-900 mit 840 Passagieren ein erforderlicher Luftmassenstrom von 6.35 kg/s. Für das VELA2 Flugzeug mit bis zu 1028 Passagieren wären damit ein erforderlicher Luftmassenstrom von 7.77 kg/s anzunehmen.

Für den Bauraumbedarf der VELA2 AGU werden folgende Annahmen gemacht:

- Einbauhöhe 1.8m (wie bei A380 AGU)
- Einbaulänge 3.5m (1.75 mal A380 AGU)
- Einbaubreite 2.3m (1.15 mal A380 AGU)

Die Einbauhöhe von 1.8m ist bei einer Positionierung der AGU im Flügelwurzelbereich als kritisch anzusehen, weil durch dieses Maß die Spannhöhen an der Flügelober- und Flügelunterseite beansprucht werden. Da die Wärmetauscher und die Kompressor-/Turbineneinheiten die größten Bauteile der AGU sind, wird angenommen, dass sich die Einbaulänge um das Längenmass eines bisherigen Wärmetauschers und Platzreserve für Anbauteile um mindestens 1.75m auf 3.5m erhöht. Bezüglich der Einbaubreite wird ein Zuschlag von 0.3m gegeben. Damit wird Bauraum für etwas größere Kompressor-/Turbineneinheiten reserviert. Insgesamt beträgt das Volumen des beanspruchten Bauraumes der AGU für das VELA2 Flugzeug gegenüber der A380 AGU das Zweifache. In Bild 5.11 sind die Platzhalter für die AGUs der beiden Flugzeugtypen A380 und VELA2 dargestellt.

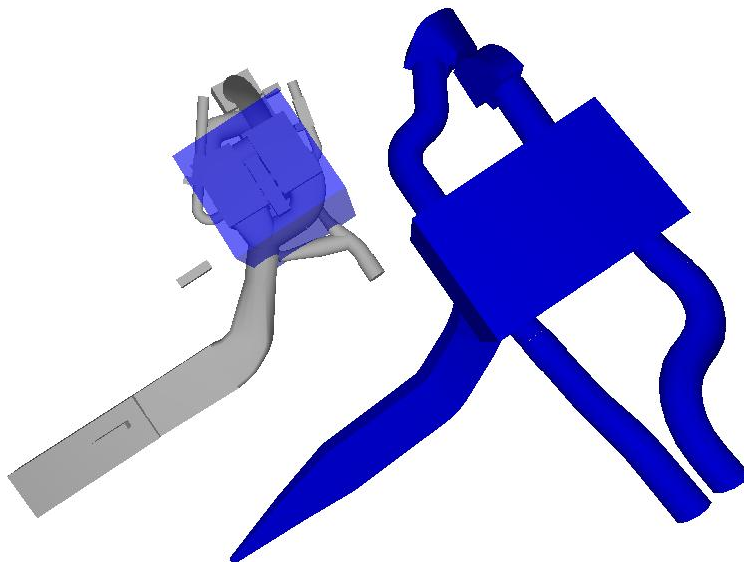


Bild 5.11 Platzhalter ATA21-50 AGUs und Leitungen (links A380, rechts VELA2)

Beim untersuchten Konzept befinden sich die Air Generation Units (AGUs) der VELA2 Konfiguration im nicht Druckbeaufschlagten Übergangsbereich zwischen Rumpf- und Flügelsektion. Durch den Großen Platzbedarf der VELA2 AGUs scheiden die Einbauräume hinter dem hinteren Druckspant sowie am Bug des Flugzeuges aus. Eine Positionierung der VELA2 AGUs im Bugbereich würde zudem zusätzliche Längen an schwer zu integrierenden

Zapfluftleitungen erfordern. Die Zugänglichkeit für Wartungszwecke zu den AGUs soll in diesem Fall von der Unterseite des Flügels erfolgen. Die Austauschbarkeit der 400 kg schweren AGU der A380 in einem Stück wurde von den Technikern der Lufthansa als kritisch bewertet (Lufthansa 2004). Aus Gründen der Wartung ist es wichtig eine direkte Zugänglichkeit der AGU im Flügelwurzelbereich der Airbus A380 (Bild 5.12) und auch bei der noch größeren AGU des VELA2 Flugzeugs zu gewährleisten.

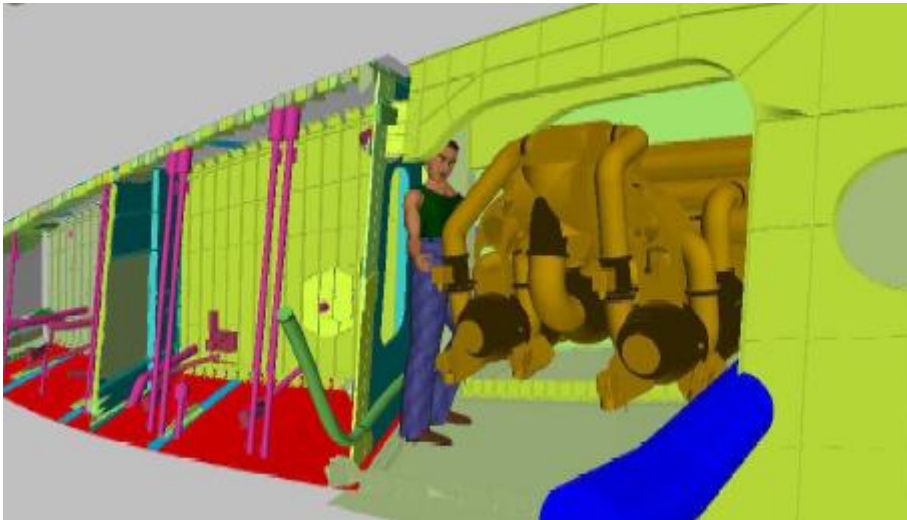


Bild 5.12 Zugänglichkeit AGU der A380 (Seehafer 2003)

Die Zuläufe der Kühlluft zu den AGUs erfolgen über NACA-Staulufteinlässe. Diese sind im unteren Übergangsstück zwischen Rumpf- und Flügelsektion jeweils links und rechts, in der Nähe zu den AGUs positioniert. Der Bauraum für die Integration der NACA-Staulufteinläufe ist nach oben hin durch die Türen und deren Umgebungsstruktur begrenzt. Im Gegensatz zur A380, wo die NACA-Staulufteinlässe in die Belly-Fairing integriert sind, muss bei der VELA2 Konfiguration die Primärstruktur der Spanten in Anspruch genommen werden. Eine Umgestaltung der Spanten und der inneren Druckhülle der Master-Geometrie wird hier erforderlich sein (siehe Abbildung 5.13 und 5.14).

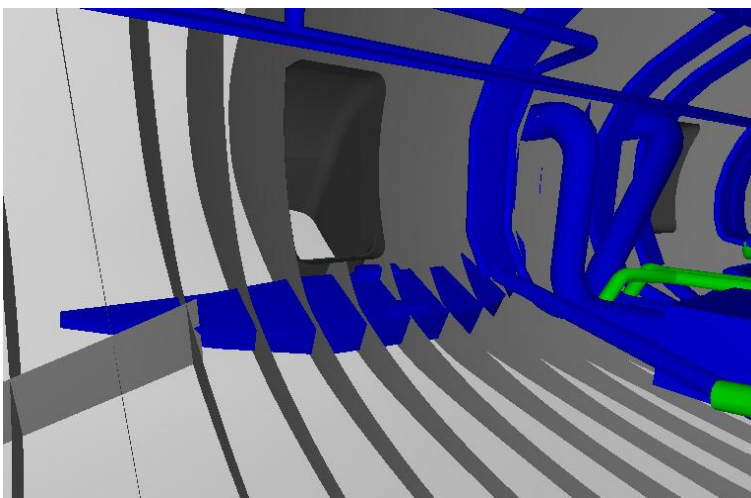


Bild 5.13 Bauraum des NACA-Einlaufs, rechte Seite unter der Tür

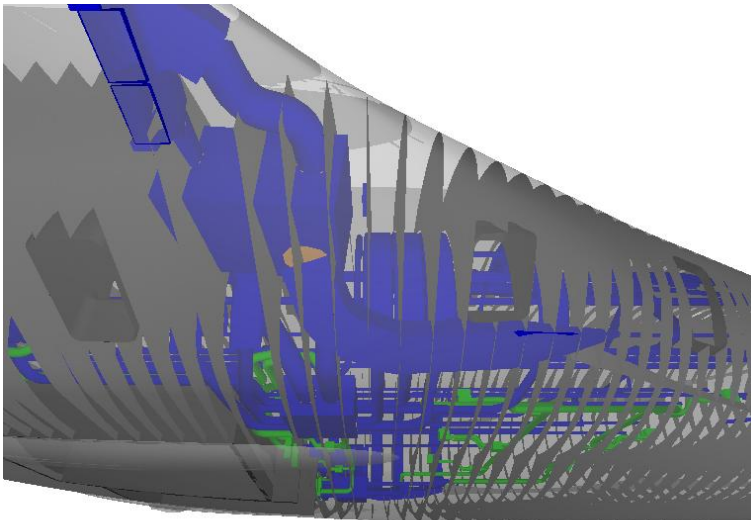


Bild 5.14 Außenansicht auf NACA-Einlauf und Air Generation Unit

Die Klimaanlage für die Flugzeugkonfiguration VELA2 unterscheidet sich von bisherigen Konzepten auch dadurch, dass sie zwei Mischeinheiten „Mixer Units“ aufweist. Im Gegensatz zu konventionellen Flugzeugkonfigurationen mit einer zylindrischen Rumpfform, muss die Luft bei einem Nurflügler auch über eine Kabinenbreite verteilt und rückgeführt werden. Die eigentliche Geometrie der Mischeinheiten ist abhängig von den Ergebnissen der CFD-Analysen für dieses Bauteil. Es wird daher der derzeit verfügbare Bauraum durch einen Platzhalter mit den folgenden Abmaßen reserviert:

- Länge=2.4m
- Breite=1.8m
- Höhe=1.0m

Der Platzhalter für die Mischeinheit wird möglichst Nahe zu den Luftaufbereitungseinheiten im Druckbeaufschlagten Rumpfbereich angeordnet. Es werden ein konventionelles Konzept mit der Mischeinheit im Unterflur und ein alternatives Konzept mit der Positionierung im Deckenbereich untersucht. Zunächst gilt es die Zulaufleitung von der AGU zur Mixing-Unit durch die Druckhülle der Kabine zu führen. An der Schnittstelle zwischen nicht Druckbeaufschlagten Flügelwurzelbereich und Druckhülle befinden sich die Rückschlagventile „AGU check-valve“. Für den Fall das die Luftzufuhr der AGUs ausfallen sollte, muss das „AGU check-valve“ schließen, um ein Rückströmen der Luft aus der Kabine zu verhindern. Die konventionelle Position der Mischeinheit erfordert eine Zulaufleitung die von der Höhe der AGU bis unter den Kabinenboden führt. Da der Bauraum zwischen Druckhülle und AGU sehr klein ist und die Leitung möglichst geradlinig bzw. falls das nicht machbar ist mit großen Biegeradien versehen sein muss, ist es an dieser Stelle unumgänglich die „AGU check-valves auf Höhe der Auslässe der AGU zunächst in die Druckkabine und dann mit einem großen Biegeradius in Richtung Kabinenfußboden zu führen (Bild 5.15 zeigt rot eingefärbt „AGU check-valve“ und Mischeinheit). Dadurch gibt es Überschneidungen mit den vorgesehenen Toiletteneinbauräumen. Damit wird ein „Top Level Cabin Requirement“ nicht erfüllt. Bei der alternativen Position der Mischereinheit über dem Kabinendach lässt

sich ein Leitungsverlauf realisieren, der etwas kürzer ist und weniger starke Biegungen erfordert (Bild 5.16). Auch hier wird der Bauraum der Toilette geschnitten. Da die Überschneidung im oberen Bereich des Toilettenraums stattfindet könnte der Toilettenraum modifiziert und an der vorgesehenen Position eingebaut werden.

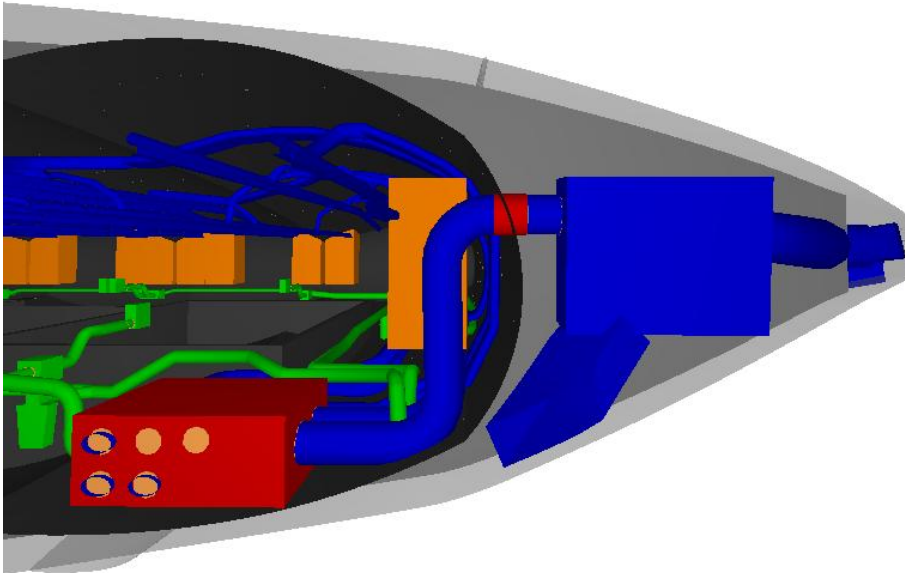


Bild 5.15 Mischeinheit im Unterflurbereich (konventionelle Position)

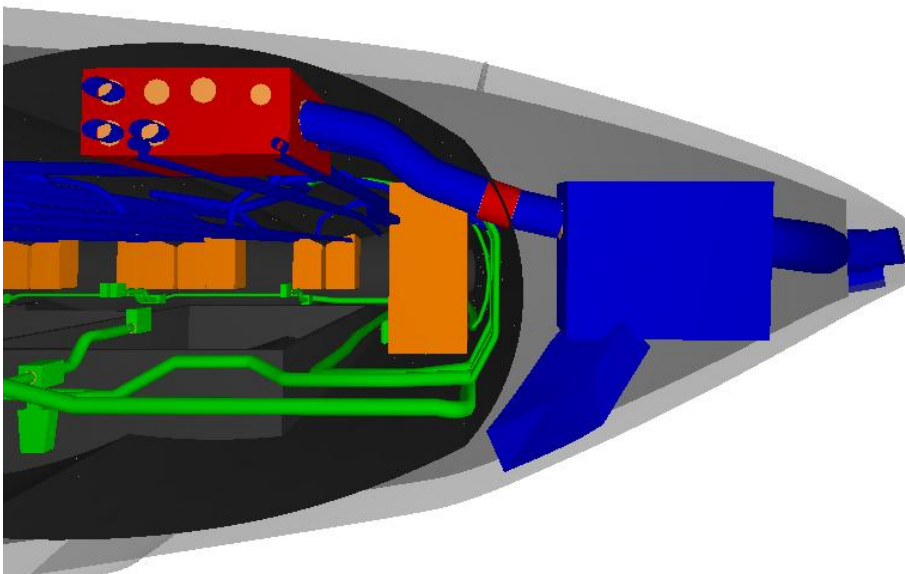


Bild 5.16 Mischeinheit über Kabinendach (alternative Position)

Die Unterflurlösung erfordert die Installation von isolierten Steigleitungen, um die aufbereitete Frischluft zu den Luftauslässen über und unter den Staufächer zu befördern. Die Steigleitungen bestehen aus einem Paket von Rohrleitungen mit kreisförmigen Querschnitten, die nebeneinander angeordnet und gemeinsam isoliert sind. Diese Bauweise ermöglicht im Querschnitt flache, breite Kanäle (Bild 5.17), die sich gut hinter der Kabinenverkleidung verlegen lassen. Bei konventionell gebauten Flugzeugen befinden sich diese Leitungen im Spantschatten. Da das VELA2 Flugzeug jedoch aus zwei Schalen besteht, bei denen die

Spante von den Schalen umschlossen sind, ist eine Verlegung der Steigleitungen auf der Innenseite der Druckkabinenschale erforderlich.

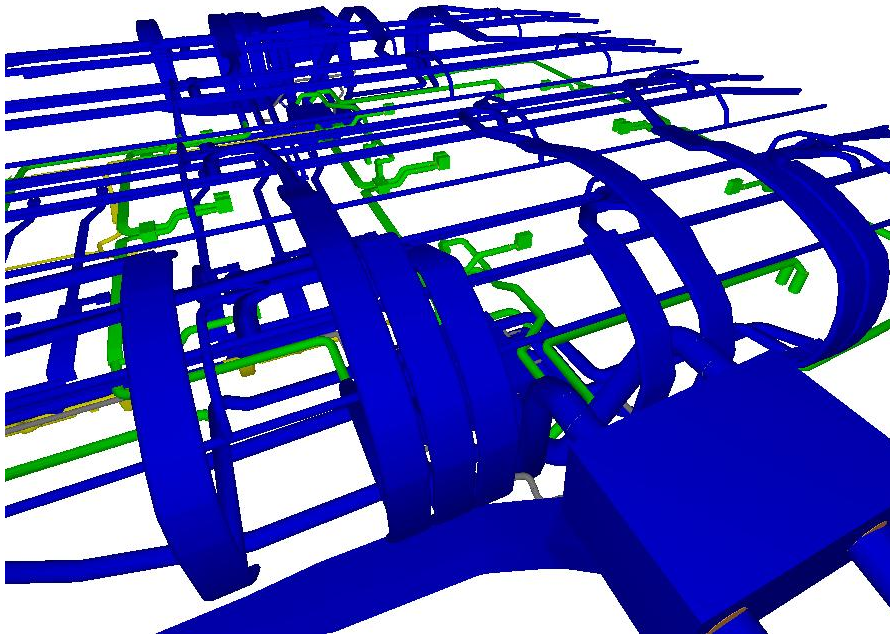


Bild 5.17 Frischluftsteigleitungen (konventionelles Konzept)

Beim alternativen Konzept mit der Mischeinheit über dem Kabinendach entfallen diese Steigleitungen. Dafür ist aber die Installation von Steigleitung für das Rezirkulationsluftsystem notwendig, um die Abluft aus den mittleren Kabinenbereichen zurück zu den Anschlusspunkten der Frischluftleitungen an den Mischeinheiten zu befördern. Im hinteren Kabinenbereich befinden sich unter dem Kabinenboden die Fahrwerksschächte sowie das hintere Frachttor. Hier ist es durch den geringen Bauraum nicht möglich die Luft, wie bei konventionellen Flugzeugen, durch die „Dado-Panel“ in den Unterflurbereich und bis zu den Filtern des Rezirkulationsluftsystems zu führen. Aus diesem Grund werden in den beiden mittleren Kabinenbereichen des VELA2 Flugzeuges Abluftventilatoren im Bodenbereich installiert, um die Luft abzusaugen und zu den Einspeisepunkten der Frischluftleitungen zu führen (Bild 5.18). In den beiden äußeren Kabinenbereichen sollte das herkömmliche Prinzip der Luftzirkulation funktionieren. Im hinteren Kabinenbereich muss allerdings über den Fahrwerksschächten etwas Raum für die abströmende, verbrauchte Luft vom Kabinendeck zum Unterflurbereich gelassen werden.

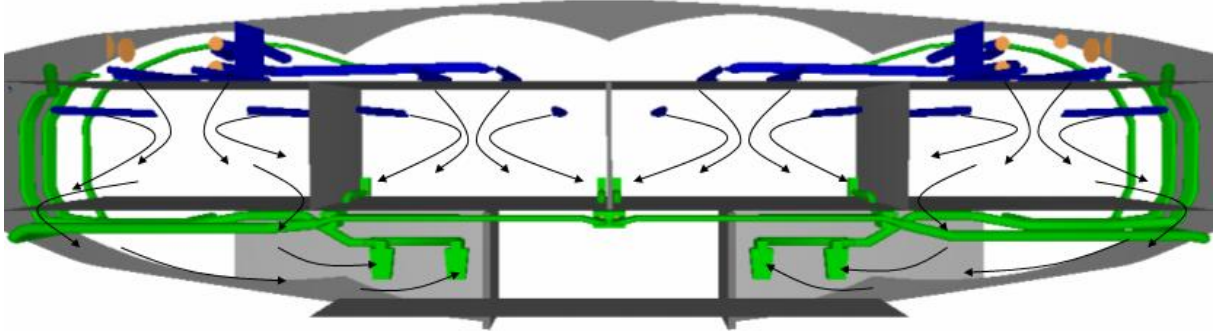


Bild 5.18 Prinzip der Luftzirkulation am Spant 52

Die Steigleitungen der Rezirkulationsluft (in Bild 5.19 grün dargestellt) weisen etwas kleinere Querschnitte auf als die Frischluftsteigleitungen der dazugehörigen Temperaturzone. Damit sind diese Steigleitungen einfacher zu integrieren. Die Rezirkulationsluftleitungen werden aus Schallschutzgründen teilweise mit einer Isolierung versehen. Für die Integrationsuntersuchung werden alle Rezirkulationsluftleitungen mit Isolierung versehen, um den größten Bauraumbedarf zu berücksichtigen.

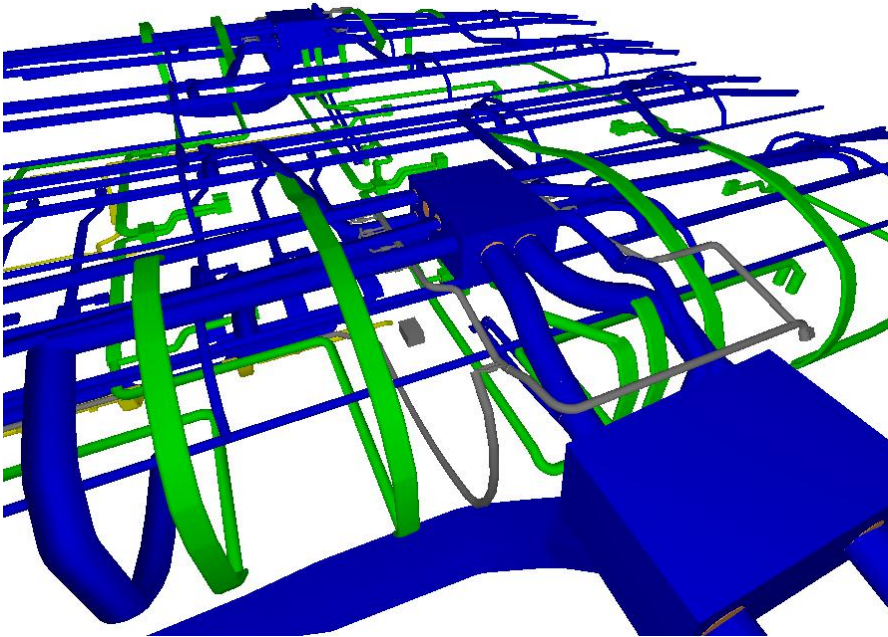


Bild 5.19 Rezirkulationssteigleitungen (alternatives Konzept)

Die Querschnitte der Klimakanäle in Längsrichtung werden von den Flugzeugtypen der Airbus Langstreckenfamilie übernommen, da sich die einzelnen Kabinenbereiche des VELA2 Flugzeuges in vier nebeneinander liegende, herkömmliche Rumpfröhren einteilen lassen. Die Abmaße der Steigleitungen werden aus bereits gebauten Steigleitungen abgeleitet.

Im folgenden Bild 5.20 sind die Frischluftleitungen und Luftauslässe in der Decke sowie die Ventilatoren (zwei pro Zone) für die Rezirkulationsluft innerhalb der Kabine zu erkennen.

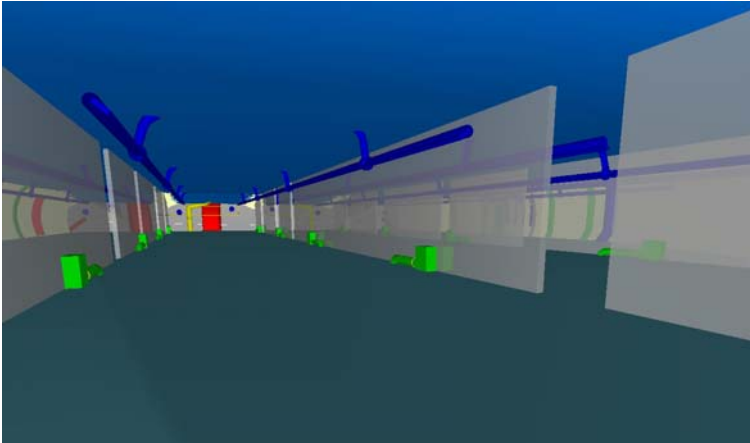


Bild 5.20 Position der Filterelement (grün) für die Rezirkulationsluft im Kabinenbereich

Die Position der Filter und deren Anschlussleitungen im Unterflurbereich führen im Fußbodenbereich der Kabine bzw. Deckenbereich des Frachtraums zu Integrationsproblemen. Die Ventilatoren und Schalldämpfer können wegen ihrer Abmessungen nicht innerhalb des Fußbodens untergebracht werden. (Abbildung 5.21). Bei den erstellten Systemmodellen für das konventionelle und alternative Konzept ragen die Ventilatoren aus dem Deckenbereich des Frachtraums heraus. Eine Positionierung der Geräte für die Rezirkulation in den oberen Deckenbereich wie bei der Boeing 747-400 kann dieses Problem lösen und hat den weiteren Vorteil, dass die Rücklaufleitungen zu den Einspeisepunkten an den Frischluftleitungen der jeweiligen Temperaturzone verkürzt werden. Um diese Lösung zu verfolgen müssen die Luftauslässe (ATA21-21) in ihrer Position neu angeordnet werden, um eine geeignete Luftwalze im Kabinenschnitt zu erzeugen.

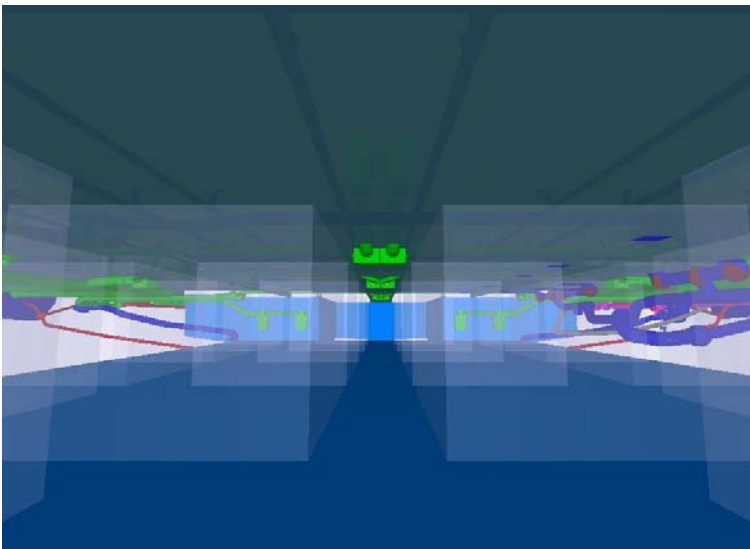


Bild 5.21 Integrationsproblem der Abluftventilatoren (grün) im Deckenbereich des Frachtraum

Im Bereich der Temperaturzonen im äußeren Rumpfbereich wird auf das konventionelle Prinzip der Luftzirkulation, mit einer großflächigen Absaugung der verbrauchten Luft durch HEPA-Filter, zurückgegriffen. Die verbrauchte Luft strömt vom oberen Rumpfbereich, durch die seitlichen „Dado-Panels“ in den unteren Rumpfbereich und wird dort durch Filter und Ventilatoren zurück zu den Vormischkammern geführt. Bild 5.22 zeigt die

Rezirkulationsluftleitungen (grün) und deren Zulaufpunkte in die von den Luftaufbereitungseinheiten kommenden Frischluftleitungen (blau). Die Geometrie der Leitung muss wahrscheinlich geändert werden, um die Vermischung der Beiden Luftströme zu gewährleisten. Um eine Vereisung der Zulaufleitung zur Mischeinheit zu verhindern (Rezirkulationsluft enthält Feuchtigkeit aus der Kabine), ist der Vormischer so zu konstruieren, dass der wärmere Rezirkulationsluftstrom, den kälteren Frischluftstrom ummantelt. Da der Bauraum, durch die Position der Toiletten, sehr beengt ist, muss dieser Bereich aus Systemsicht als kritisch eingestuft werden.

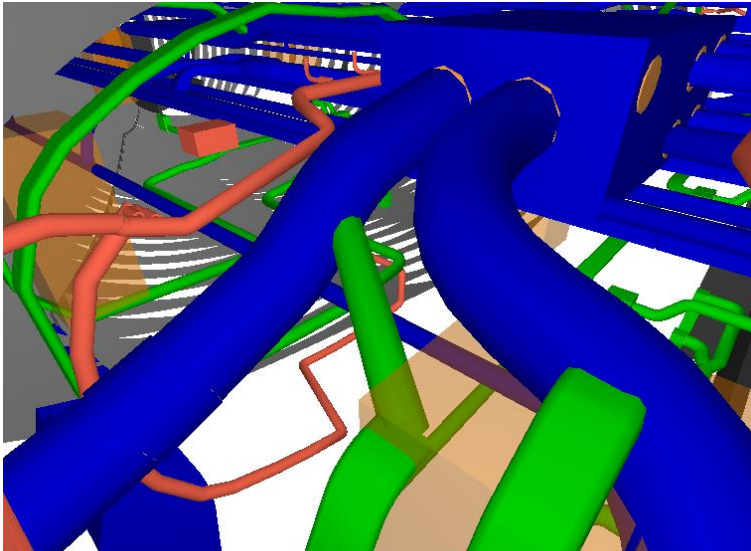


Bild 5.22 Zulauf der Rezirkulationsluft zur Frischluft (alternatives Konzept)

Beim konventionellen Konzept bietet der Bauraum im Unterflurbereich mehr Platz, um die Zufuhr der Rezirkulationsluft zur Frischluft zu realisieren. Jedoch ist die Integration der gesamten Frischluftleitung von der AGU kommend problematisch. Das Bild 5.23 zeigt die Anschlusspunkte der Rezikulationsluftleitungen am Frischluftkanal des konventionellen Konzepts.

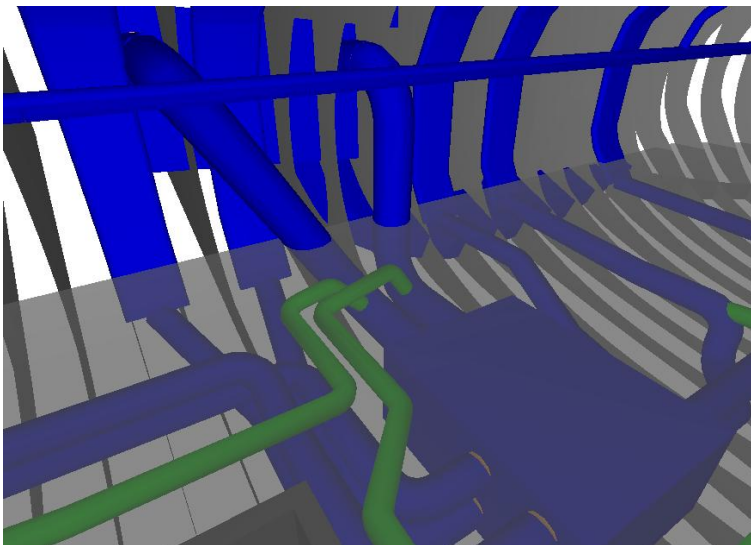


Bild 5.23 Zulauf der Rezirkulationsluft zur Frischluft (konventionelles Konzept)

Zur Temperaturregelung der einzelnen Zonen werden ein Rohrleitungssystem und Ventile installiert, die eine entsprechende Heißluftmenge in die Frischluftleitungen einspeisen. Die Ventile zum Zuführen der Heißluft „trim air valves“ werden um die Mischeinheit herum angeordnet. Die Schnittstellen zum Zapfluftsystem liegt im nicht Druckbeaufschlagten Bereich in der Flugwurzel, von dort wird die Zapfluft durch zwei Rückschlagventile „trim air check valves“ in den Druckrumpf geführt, um die Einspeiseventile „trim air valves“ zu versorgen. Je nach Konzept müssen die Rohrleitungen entweder zur Mischeinheit im Unterflur- oder im Kabinendachbereich geführt werden. Um die Anzahl der Durchbrüche in der Druckhülle auf der linken Flugzeugseite bei zwei „trim air check valves“ zu belassen, wird die Heißluftleitung zum Frachtraumbereich nach dem vorderen „trim air check valve“ auf der Rumpffinnenseite abgezweigt und in den Unterflurbereich geführt (Bild 5.24).

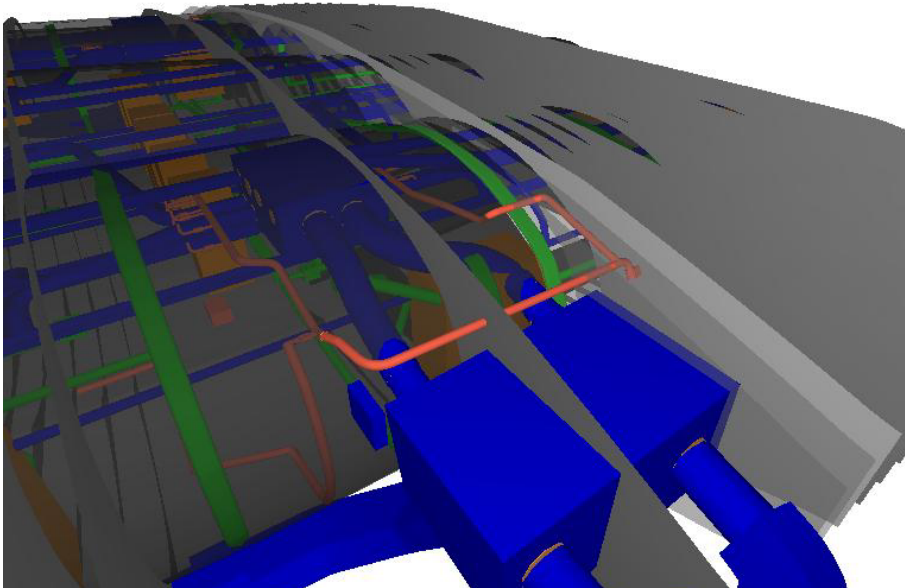


Bild 5.24 „Trim Air“-Leitungen (alternatives Konzept)

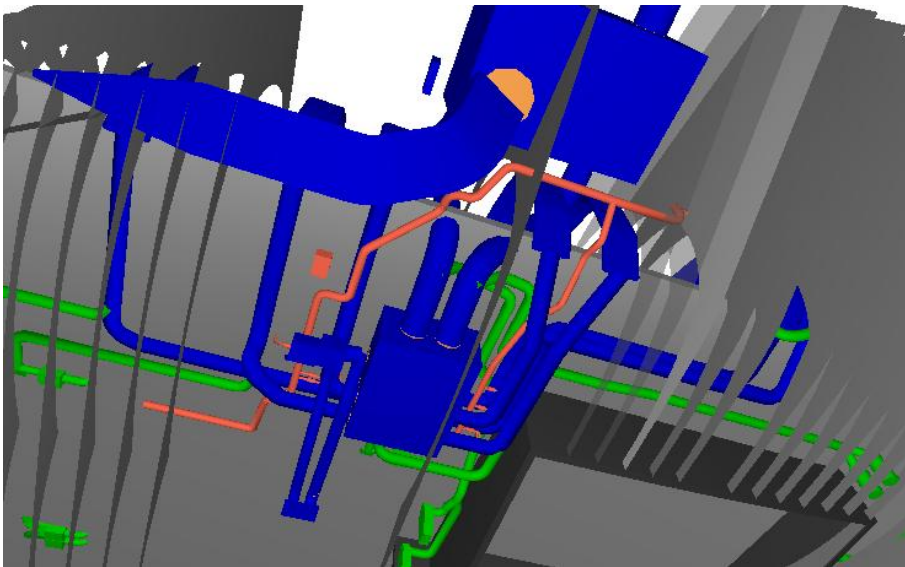


Bild 5.25 „Trim Air“-Leitungen (konventionelles Konzept)

Falls die Frischluftversorgung von den Luftaufbereitungseinheiten ausfällt können die Mischeinheit mit Stauluft versorgt werden „emergency ram air“ (ATA21-55). Neben der Stauluftklappe an der Flugzeugunterseite ist hier auch der Bodenanschluss für die Versorgung der Mischeinheit mit aufbereiteter Druckluft „pre-conditioned air“ positioniert, der „low pressure ground connector“. Beim Konzept mit der Mischeinheit im Unterflur sind die Leitungswege des ATA21-55 kurz. Beim alternativen Konzept muss die Leitung vom „low pressure ground connector“ an der Unterseite des Flugzeuges, an der Außenseite der Druckhülle entlang zum Kabinendachbereich bis zur Mischeinheit installiert werden.

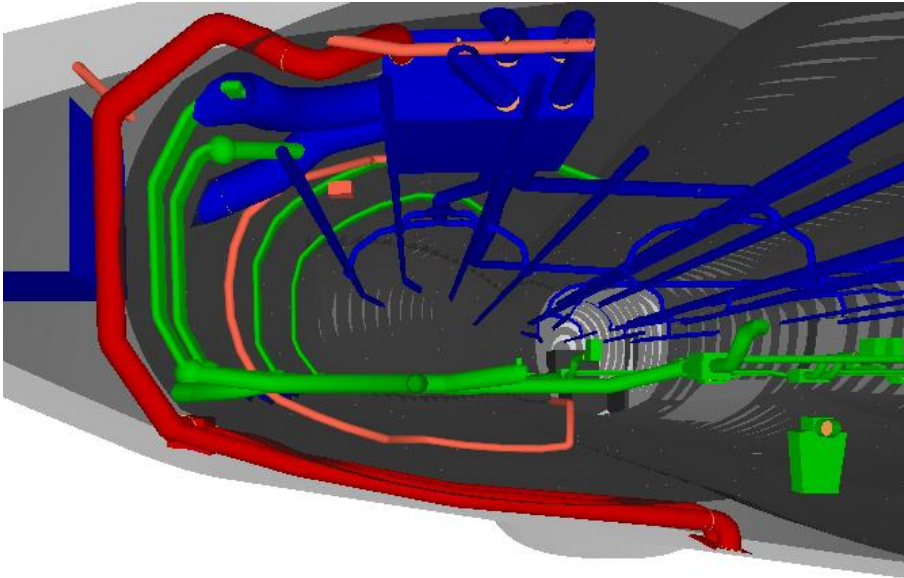


Bild 5.26 Niederdruckbodenanschluss und Notfallluftversorgung (alternatives Konzept)

Beim konventionellen Konzept sind die Leitungswege zwischen „low pressure ground connector“, „emergency ram air inlet“ und Mischeinheit sehr kurz, da diese direkt im Unterflurbereich liegt.

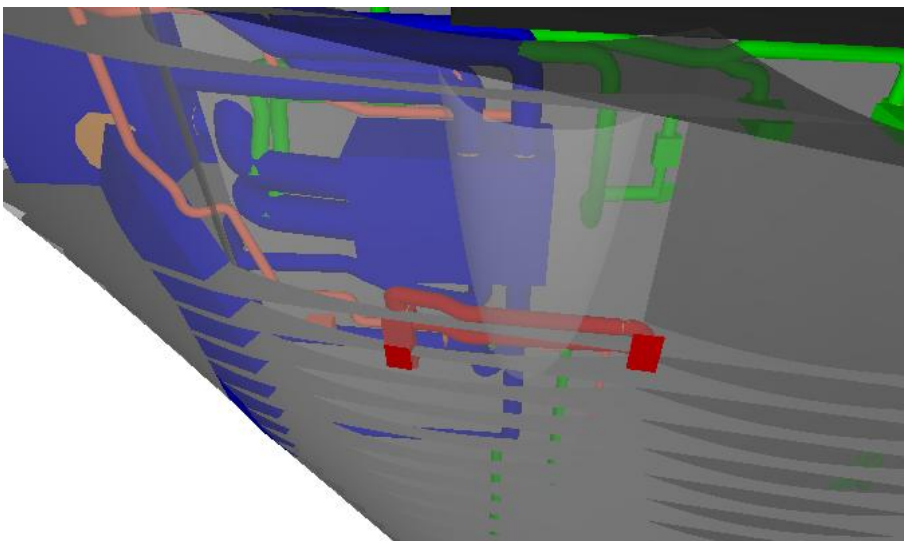


Bild 5.27 Niederdruckbodenanschluss und Notfallluftversorgung (konventionelles Konzept)

Die folgende Abbildung 5.28 zeigt die äußeren AGUs und die Mixer-Units des alternativen Konzeptes mit den abzweigenden Hauptversorgungsleitungen zu den Temperaturzonen.

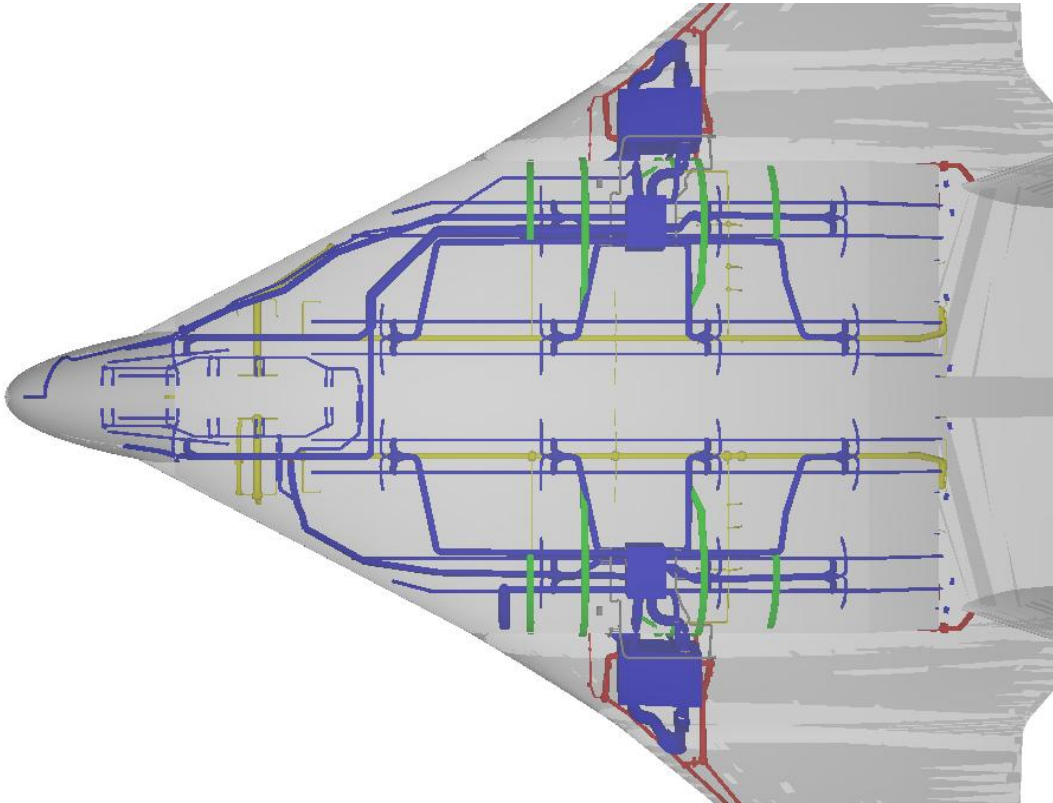


Bild 5.28 Übersicht Klimasystem (alternatives Konzept)

In Anlehnung an bisherige Flugzeugkonfigurationen und unter Berücksichtigung der gegebenen Sitzplanlayouts für eine 3-Klassen- bzw. 1-Klassenbestuhlung ergeben sich fünfzehn Temperaturzonen. Die Rohrleitungsverläufe über dem Kabinendachbereich beider Konzepte sind gleich.

Weiterhin gibt es eine Belüftung für die Ruhebereiche der Flugzeugbesatzung. In diesen Bereichen kann mittels elektrischer Heizer die gewünschte Lufttemperatur eingestellt werden. Die Verwendung von Zapfluft „trim air“ ist durch die große Distanz zur Wärmequelle (ATA36 im Bereich der AGU) vom Integrationsaufwand als ungünstig anzusehen. Abbildung 5.29 zeigt die Klimakanäle für die Belüftung und die elektrischen Heizer (rot) für die Ruheräume der Besatzung. Das alternative Konzept der Belüftung und Temperaturregelung des Ruheraumbereichs unterscheidet sich vom konventionellen Konzept nur durch den Wegfall der Steigleitung zum Mischeranschluss.

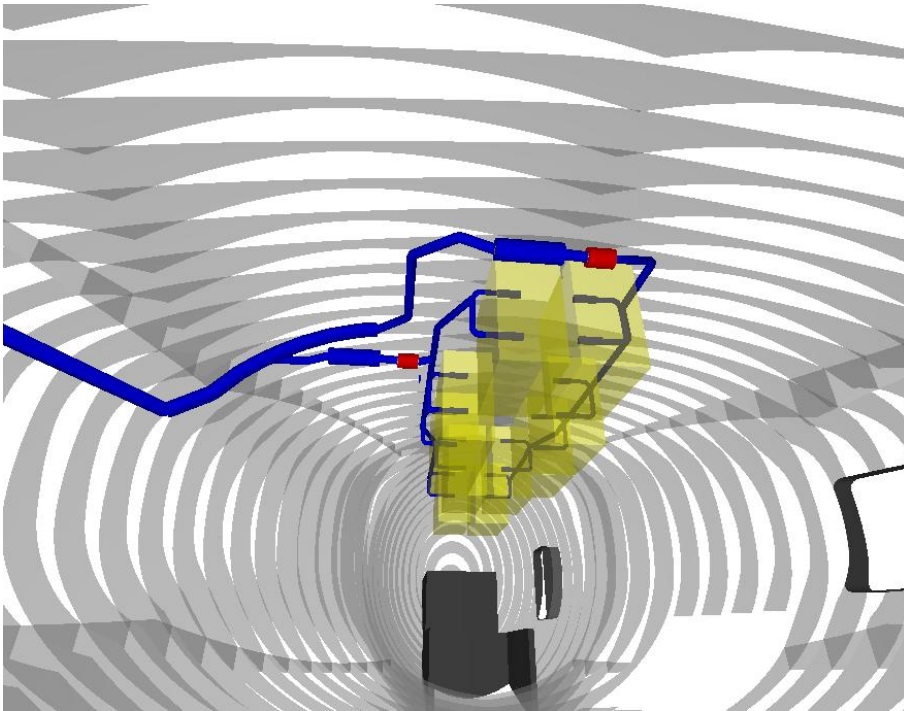


Bild 5.29 Belüftung und Beheizung der Ruheräume

Der vordere Frachtbereich im Unterdeck wird über Zuführung von frischer Luft aus den Mischeinheiten belüftet. Die Temperatur wird durch beimischen von Zapfluft „trim-air“ im linken, unteren Seitenbereich des Flugzeugs geregelt. Die Evakuierung der Luft aus dem Frachtraumbereich erfolgt über Rohrleitungen, die an der rechten Seite der Frachtraumwand angebracht sind. Die Luft wird mittels Abluftventilatoren vor das Druckregelventil befördert. Im Frachtraum wird ein etwas geringerer Druck als im umgebenden Bereich eingestellt, um zu verhindern, dass eventuelle Gerüche oder Rauch aus dem Frachtraum austreten können.

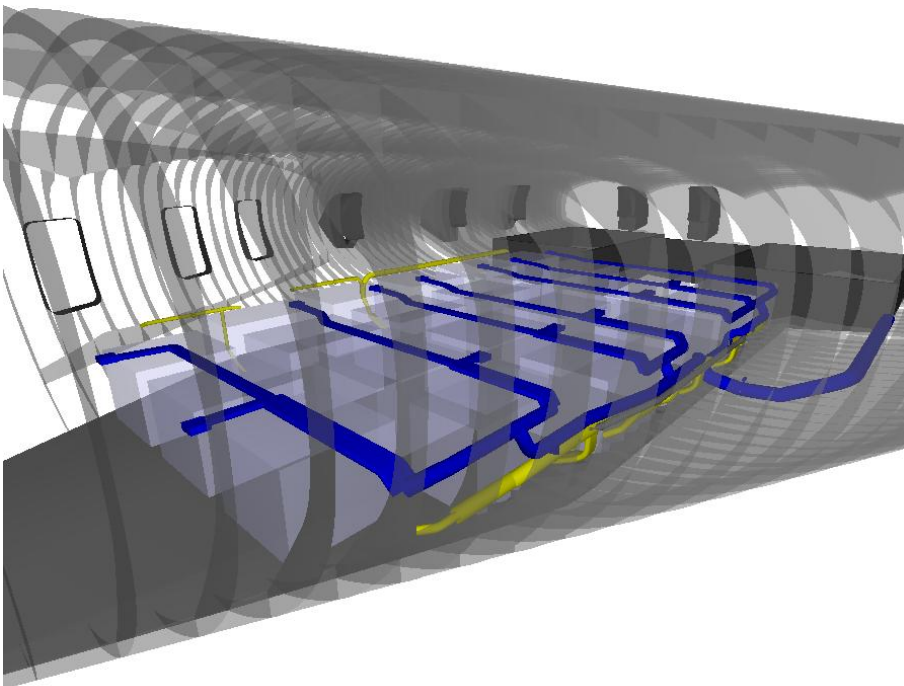


Bild 5.30 Frachtraum Be- und Entlüftung und Temperaturregelung

Das Avionics Compartment wird mit frischer Luft direkt vom Mixer belüftet und gekühlt. Zusätzlich gibt es für das „Inflight Entertainment Center“ (IFEC) einen geschlossenen Kühlkreislauf bei dem die Abwärme über einen Wärmetauscher an die Flugzeugaußenhaut abgegeben wird. Beim Betrieb am Boden wird die entstehende Abluft in die Bilge zu den Druckregelventilen geleitet. Durch diese kann die Abluft an die Umgebung abgegeben werden. Im Flugfall wird der Druckunterschied zwischen Flugzeugkabine und Umgebung genutzt, um die entstehende Abluft durch eine Venturi-Düse an die Umgebung abzugeben. Im Bild 5.31 sind die Kühlluftzufuhr (blaue Leitung) zum Avionikbereich und die Abluftleitungen (gelb) zu erkennen. Es werden zwei Abluftkanäle im Deckenbereich vorgesehen, um die Abluft vor die vorderen Druckregelventile (blau) oder die Venturi Düse zu befördern. An den Rohrleitungen des Abluftsystems sind das „Avionic Compartment“, die Küchen und Toiletten angeschlossen. Im Bild 5.31 sind im unteren Bildbereich links und rechts die Abluftleitungen des Frachtraums zu sehen. An der linken Seite wird Luft aus der Bilge und dem Dreiecksbereich in den Frachtraum gesogen. An der rechten Bildseite sind die Leitungen für die Luftevakuierung zu erkennen.

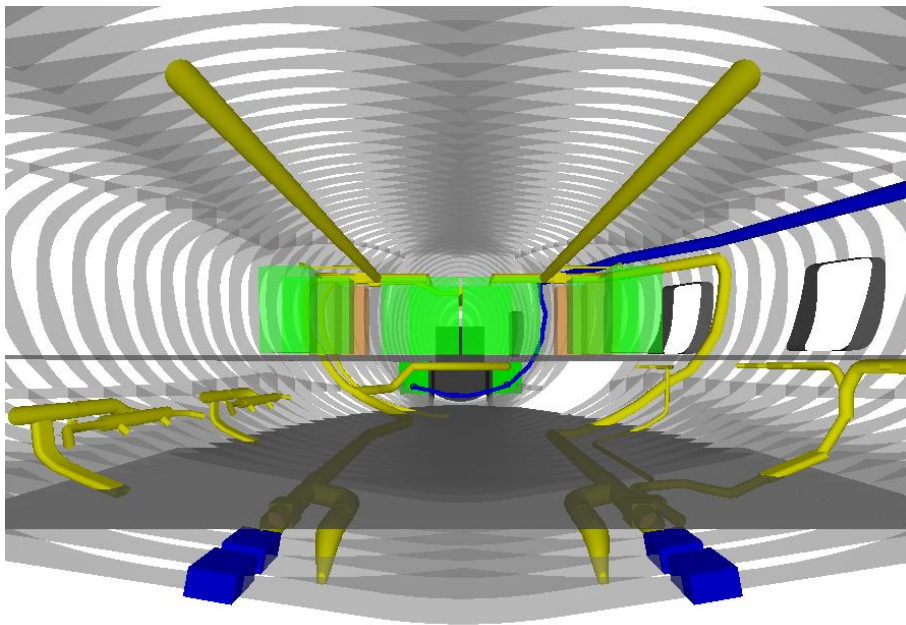


Bild 5.31 Kühl- und Abluftsysteme im vorderen Flugzeugsbereich

Im folgenden Bild 5.32 ist das Abluftsystem im hinteren Flugzeugsbereich zu sehen. Hier gibt es nochmal zwei Venturi-Düsen und zwei Abluftventilatoren. In der Bilge sind pro Rumpfröhre ein Druckregelventil in der Bilge und zwei Negativdruckventile am hinteren Druckspant vorgesehen. Insgesamt ist das VELA2 Flugzeug mit acht Druckregelventilen und acht Negativdruckventilen ausgestattet. Eine genaue Anpassung der Größe, Anzahl und Position muss in weiteren Untersuchungen durchgeführt werden.

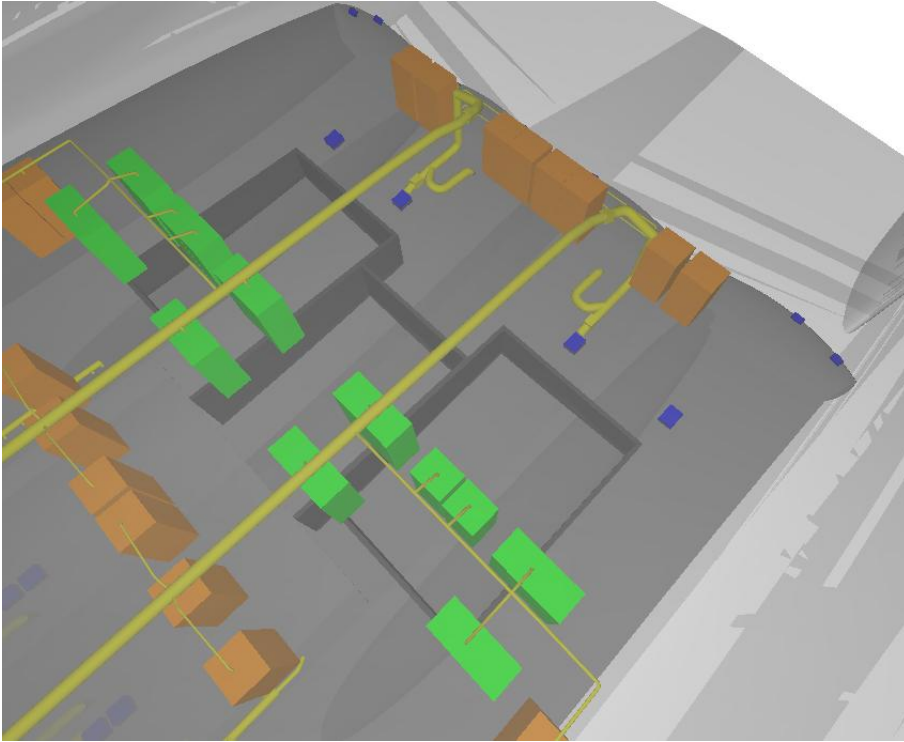


Bild 5.32 Abluft- und Druckregelsystem im Heckbereich

5.3 Konzepterstellung auf Systemebene ATA26

Das Feuerüberwachungs- und Feuerschutzsystem bietet nicht viele Möglichkeiten der Variation. Daher wird ein konventionelles Feuerschutzsystem in das VELA2 Flugzeug integriert.

5.3.1 Feuerschutzanlage konventionell

Die Feuerschutzanlagen konventionelle Flugzeuge im Kabinenbereich unterscheiden sich von der Systemphilosophie kaum. Unterschiede gibt es hauptsächlich beim Funktionsprinzip der Rauchmelder. In der Vergangenheit sind teilweise Fehlalarme ausgelöst worden. Daher wird der Verbesserung der Feuerdetektierung in nicht zugänglichen Bereichen der Kabine eine große Bedeutung zugemessen. Es gibt Überlegungen zusätzliche Infrarotkameras und weitere Sensoren zu installieren, um wirklich sicher zu sein, dass der detektierte Rauch durch ein Feuer entsteht. Teilweise sind Alarme von Trockeneis oder Staub im Frachtbereich ausgelöst worden. Das folgende Bild 5.33 zeigt die konventionelle Position von Rauchmeldern in den Frachträumen der Airbus A321. Die Flaschen werden meist im Seitenbereich neben den Frachträumen positioniert, um die Leitungswege zu den Sprühdüsen möglichst kurz zu halten. Die Position der Rauchmelder im Kabinenbereich wurde bereits im Kapitel „allgemeine Beschreibung ATA26“ dargestellt.

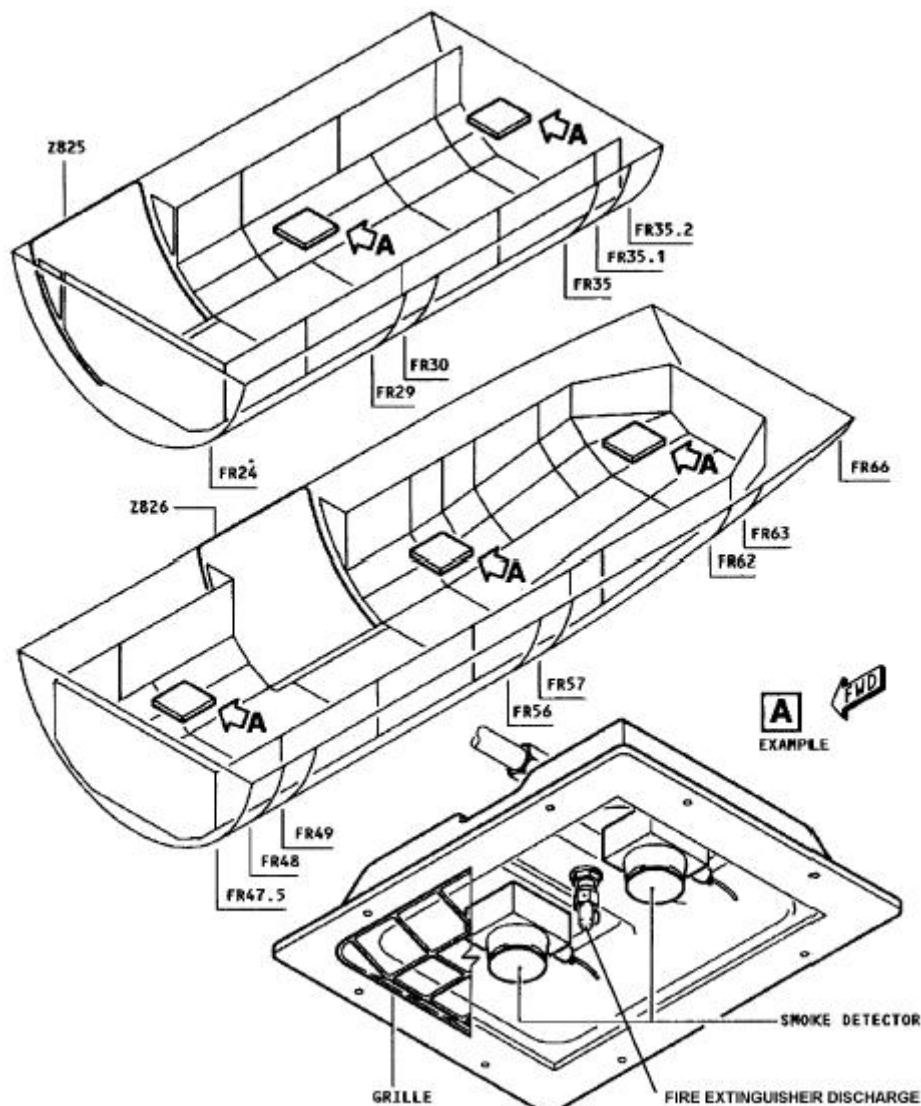


Bild 5.33 Rauchmelder in den Frachträumen der A321 (Scholz 2000_b)

5.3.2 Feuerschutzanlage VELA2

Die Feuerschutzanlage, bestehend aus Feuerwarn- und Feuerlöschsystem, wird für die VELA2 Flugzeugkonfiguration von der Airbus A380 übernommen und an die zu überwachenden Zonen angepasst. Die Sub-Systeme der Feuerschutzanlage teilen sich auf in:

- Avionics Compartment Smoke Detection System (ATA26-15)
- Lower Deck Cargo Compartment Smoke Detection System (ATA26-16)
- Lavatory Smoke Detection System (ATA26-17)
- Auxiliary Area Smoke Detection System (ATA26-18)

Der Frachtraum der VELA2 Konfiguration ist mit einem Volumen von ungefähr 350m³ doppelt so groß wie der gesamte Frachtraum der A380-800. Sofort nach dem Auslösen der Feuerlöschfunktion wird gefordert, dass im gesamten Frachtraumbereich eine Konzentration

des Feuerlöschmittels, hier Halon 1301 (CBrF_3), von fünf Volumen-Prozent stattfindet. Im weiteren Verlauf des Fluges bis zur Landung soll eine Feuerlöschmittelkonzentration von drei Volumen-Prozent aufrechterhalten werden, um das Feuer zu unterdrücken. Diese Phase der Feuerunterdrückung muss über einen Zeitraum von 240 Minuten aufrechterhalten werden können.

Das Feuerlöschsystem für die VELA2 Konfiguration besteht aus sechs Flaschen mit einem Volumen von jeweils 2500 cubic inch (41dm^3) und vier Flaschen mit einem Volumen von jeweils 1600 cubic inch (26dm^3). Für die sofortige Feuerlöschfunktion werden vier Flaschen mit einem Volumen von jeweils 2500 cubic inch entleert. Für die Unterdrückung des Feuers stehen vier Flaschen mit einem Volumen von jeweils 1600 cubic inch und zwei Flaschen mit einem Volumen von jeweils 2500 cubic inch zur Verfügung. Die Entleerung der Flaschen für die Phase der Feuerunterdrückung wird über ein Drosselventil (Flow Metering Equipment) gesteuert. Bild 5.34 zeigt die Anordnung der Feuerlöschkomponenten im unteren linken Bereich des VELA2 Flugzeugs.

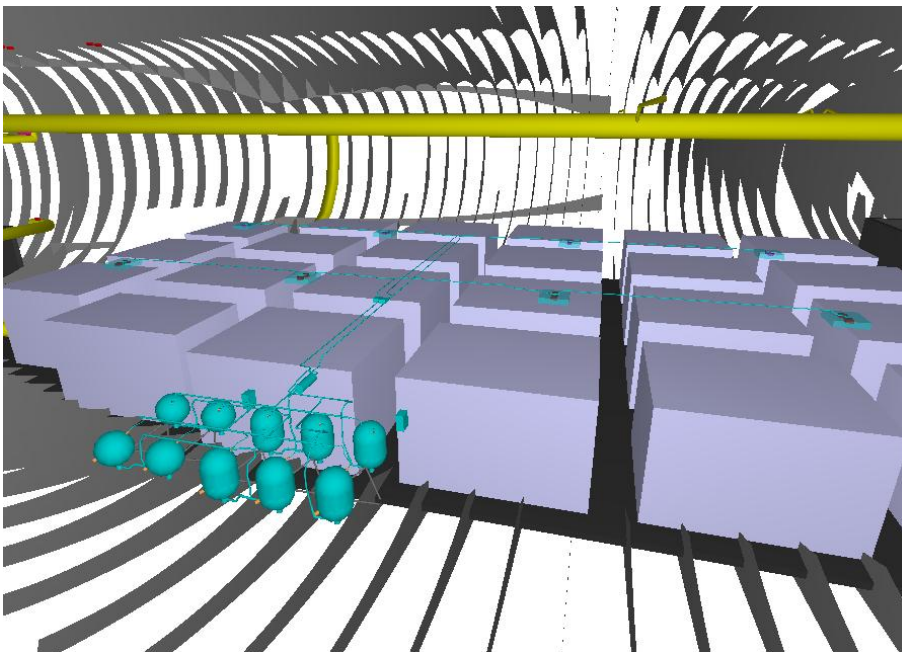


Bild 5.34 Feuerlöschflaschen für den Frachraum

Die Verteilung des Feuerlöschmittels im Frachtraumbereich erfolgt über acht Sprühdüsen die zusammen mit den Feuerdetektoren in Gehäusen unter der Decke des Frachtraumes untergebracht sind.

Die Position der Gehäuse ist so gewählt, dass diese einen ausreichenden Abstand zu den Luftauslässen der Frachtraumbelüftung aufweisen. Damit wird sichergestellt, dass entstehender Rauch im Falle eines Feuers zu den Gehäusen mit den Detektoren vordringen kann.

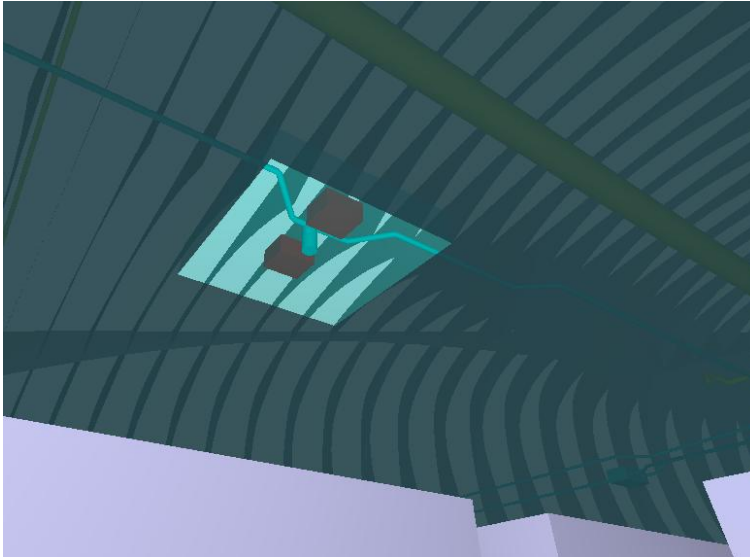


Bild 5.35 Rauchmelder und Feuerlöschdüse im Deckenbereich des Frachtraums

Die Feuerüberwachung für das „Avionics Compartment“ wird mittels „Duct Type“ Rauchmeldern durchgeführt. Der Rauchmelder ist am Abluftkanal installiert und detektiert die dort auftretenden Rauchpartikel im Falle eines Feuers. Ein Feuer im „Avionics Compartment“ wird über den Entzug des Sauerstoffes aus dieser Zone unterdrückt.

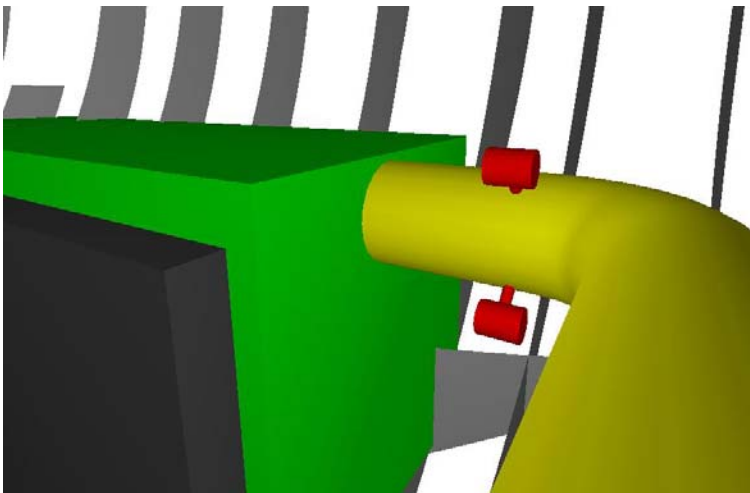


Bild 5.36 Rauchmelder am Abluftstrang des Avionikbereichs

Die Feuerüberwachung für die Toiletten erfolgt mit einem „Ambient Type“ Rauchmelder. Dieser Rauchmelder ist in der Nähe des Abluftkanals in der Decke jeder Toilette installiert und detektiert die dort auftretenden Rauchpartikel im Falle eines Feuers. Das Feuer wird mit einem Löschmittel aus einer fest installierten Feuerlöschflasche gelöscht.

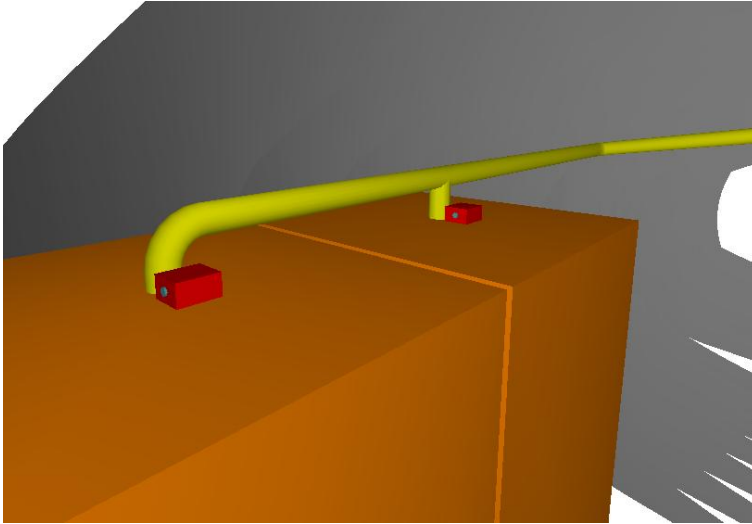


Bild 5.37 Rauchmelder im Deckenbereich einer Toilette

Die Feuerüberwachung für Auxiliary Areas wie die Ruheräume für die Besatzung erfolgt mittels „Ambient Type“ Rauchmelder, die in der Decke installiert sind. Zusätzlich ist im Abluftkanal noch ein „Duct Type“ Rauchmelder vorgesehen.

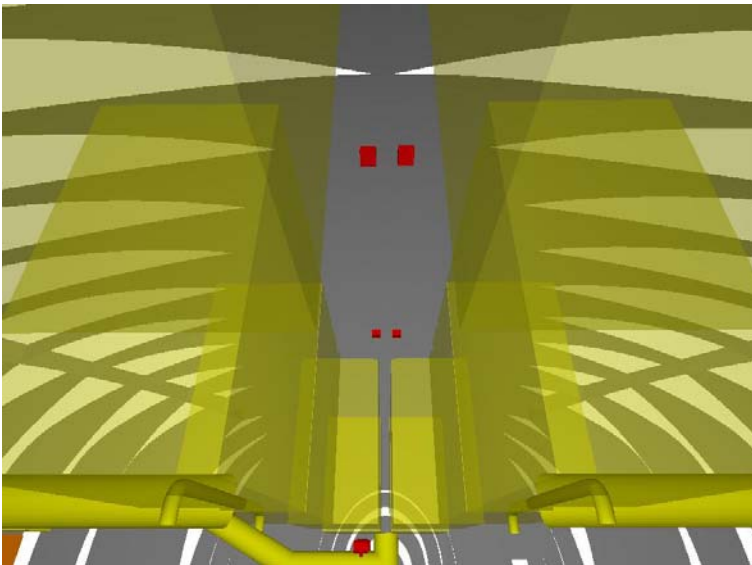


Bild 5.38 Rauchmelder im Deckenbereich und im Abluftstrang der Besatzungsruheräume

5.4 Konzepterstellung auf Systemebene ATA35

Die Auslegung des Sauerstoffsystems wird von den Anforderungen aus den Zulassungsrichtlinien sehr genau vorgegeben. Da es sich um ein überlebenswichtiges Notfallsystem handelt wird vor allem der Gefahrenbereich durch abfliegende Triebwerksrotorteile bei der Konzepterstellung mit untersucht.

5.4.1 Sauerstoffanlage konventionell

Bei heutigen Großraumflugzeugen können zwei unterschiedliche Bauarten von Sauerstoffsystemen integriert werden. Einerseits gibt es das chemische Sauerstoffsystem bei dem die chemischen Sauerstoffgeneratoren dezentral im ganzen Flugzeug beim jeweiligen Verbraucher positioniert werden. Aufgrund der Zulassungsanforderungen wird für die Flugdeckbesatzung meist ein System verwendet, das von Sauerstoffflaschen gespeist wird. Alternativ kann auch das Passagiersystem von Sauerstoffflaschen versorgt werden. Dafür ist ein höherer Integrationsaufwand nötig, da ein Rohrleitungsnetzwerk, das sich über die ganze Kabine verteilt, installiert werden muss.

Die Sauerstoffflaschen dürfen nicht im Gefahrenbereich abfliegender Triebwerksteile „engine burst area“ eingebaut werden. Weiterhin gilt es die Sauerstoffflaschen gut zugänglich unterzubringen, da die Komponenten der Sauerstoffflasche öfter gewartet werden müssen. Aus diesen Gründen werden die Sauerstoffflaschen konventioneller Flugzeuge meist im Unterflurbereich in der Nähe der Zugangstüren untergebracht. Das „oxygen service panel“ mit den Anschlüssen für Befüllung und Füllstandsanzeigen wird meist im Seitenbereich neben der vorderen Frachtraumtür positioniert. Die Sauerstoffflaschen für die Flugdeckbesatzung werden in deren Nähe untergebracht um kurze Anschlussleitungen zu gewährleisten.

5.4.2 Sauerstoffanlagenkonzept VELA2

Im Rahmen dieser Diplomarbeit wird für das VELA2 Flugzeug ein Sauerstoffsystem mit Flaschen für Flugdeckbesatzung und Passagieren untersucht, da der Integrationsaufwand höher als bei einem chemischen Sauerstoffsystem ist.

Die Sauerstoffanlage der VELA2 Konfiguration muss eine ausreichende Menge an Sauerstoff über einen bestimmten Zeitraum für die Versorgung von Besatzung und Passagieren im Falle eines plötzlichen Druckabfalls in der Kabine zur Verfügung stellen. Die erforderliche Anzahl von Sauerstoffflaschen hängt von der Anzahl der zu versorgenden Besatzungen und Passagieren und von der Flughöhe ab. Für das Flugzeug VELA2 wird die Anzahl von Sauerstoffflaschen von der A380-800 übernommen und um die Anzahl der zu versorgenden Passagiere bei einer Einklassenbestuhlung ergänzt. Bei der A380-800 mit einer

Dreiklassenbestuhlung sind für 555 Passagiere bis zu 32 Sauerstoffflaschen installiert. Ausgehend von einem Flugprofil mit Flügen über hohes Terrain können von einer Flasche 17,34 Passagiere bis zum Erreichen einer sicheren Flughöhe mit Sauerstoff versorgt werden. Für das VELA Flugzeug ergeben sich damit 44 zu installierende Sauerstoffflaschen für die Versorgung von 750 Passagieren. Für 1028 Passagiere müssen demnach 60 Sauerstoffflaschen installiert werden.

Wie bei konventionellen Flugzeugen werden die Flaschen im unteren Deck im Dreiecksbereich neben der rechten Frachttür untergebracht. Die 44 Sauerstoffflaschen für die Versorgung der 750 Passagiere sind im Bild 5.39 pink dargestellt. Der zusätzliche Bauraum für 16 Flaschen zur Versorgung von 1028 Passagieren wird durch die heller eingefärbten Flaschen dargestellt. Mit der Position im Unterdeck ist die gute Zugänglichkeit zum „Oxygen Service Panel“ direkt neben der Frachttür und zu den Flaschen hinter den Seitenwandverkleidungen für Wartungszwecke erfüllt. Um nicht in den Gefahrenbereich eventuell abfliegender Triebwerksrotorteile zu geraten werden die Flaschen, Regelventile sowie die Hauptversorgungsleitung vor dem Spant 47 (siehe Anhang E) positioniert.

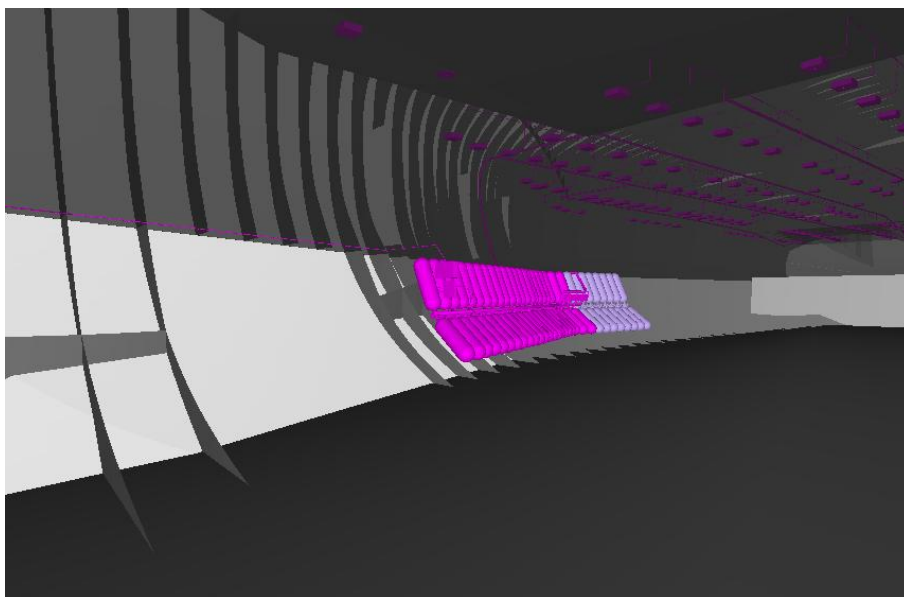


Bild 5.39 Installation der Sauerstoffflaschen im Unterdeck

Im Flugdeckbereich werden vier Maskencontainer installiert. Die Flaschen für die Flugdeckbesatzung werden auf der linken Flugzeugseite in der Nähe zum Cockpit positioniert (Bild 5.40). Im unteren Rumpfbereich ist der „overboard discharge indicator“ zu erkennen. Dieser soll vom Boden aus gut sichtbar sein. Im Falle eines Überdrucks in einer Sauerstoffflasche, öffnet das Sicherheitsventil am Flaschenkopf und der Druck entweicht über die „discharge line“ zum, in der Flugzeugaußenhaut positionierten „overboard discharge indicator“. Dieser besteht aus einer Scheibe, die im Falle des Überdrucks zerbricht und den Sauerstoff aus den Leitungen entweichen lässt. Wenn das Flugzeug am Boden ist, gehört es zu den Aufgaben der Piloten vor dem Abflug sicherzustellen, dass die Scheibe nicht zerbrochen ist. Es wird jeweils ein „overboard discharge indicator“ für das

Passagiersauerstoffsystm und ein „indicator“ für das System der Cockpitbesatzung installiert. Weiterhin gehören zum Sauerstoffsystem ein Testanschluss, um das System am Boden überprüfen zu können.

Im Falle einer Aktivierung des Sauerstoffsystems im Notfall wird der Sauerstoffdruck durch das „pressure regulating valve“ herabgesetzt. Danach strömt der Sauerstoff durch das „low pressure solenoid valve“ zu den Maskencontainern im Flugdeckbereich.

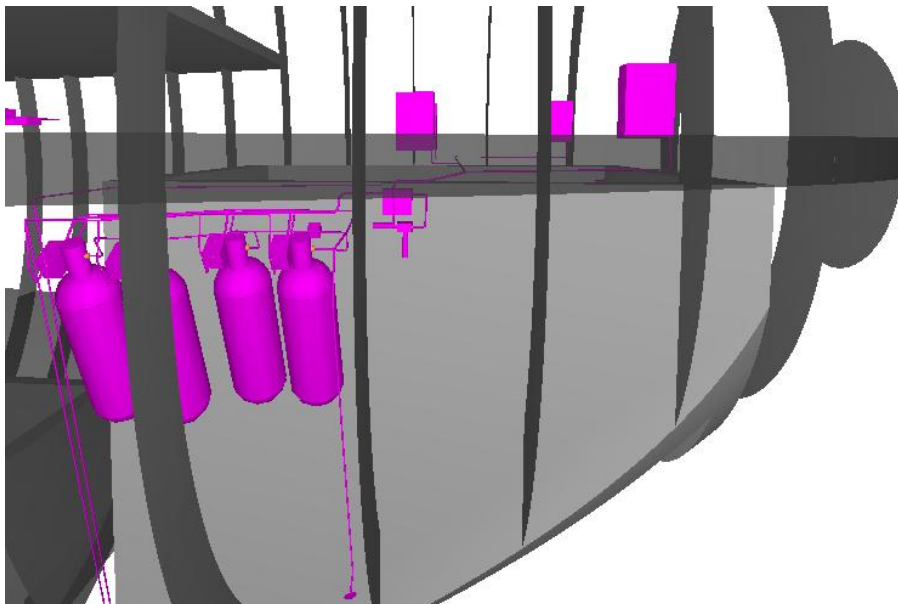


Bild 5.40 Installation der Sauerstoffflaschen unter dem Flugdeck

In den Ruheräumen für die Besatzung werden drei Container mit mindestens je vier Masken und zwei Container mit mindestens je zwei Masken installiert (Bild 5.41). An den Küchen im Hauptdeck der Kabine wird jeweils ein Container mit mindestens zwei Masken installiert.

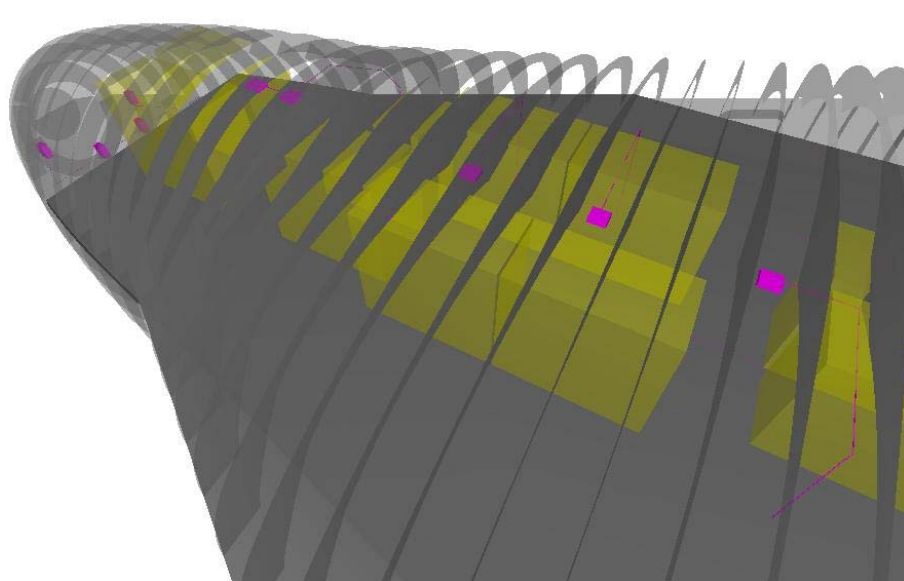


Bild 5.41 Installation der Sauerstoffmaskencontainer im Ruheraumbereich der Besatzung

Um die Funktionalität des Sauerstoffsystems im Falle eines Treffers durch ein Triebwerksteil, welches bei einer massiven Beschädigung des Triebwerkes mit sehr hoher Energie die Flugzeugstruktur durchschlägt und eine Sauerstoffleitung treffen kann, nachzuweisen wird eine Simulation mit dem CAD-Werkzeug IRIS durchgeführt. Zunächst muss der Gefahrenbereich identifiziert werden. Das folgende Bild 5.42 zeigt die angenommenen Gefahrenkegel von 5° zu beiden Seiten der Rotorebene auf der Seite des beschädigten Triebwerks und 3° zu beiden Seiten der Rotorebene auf der jeweils gegenüberliegenden Flugzeugseite.

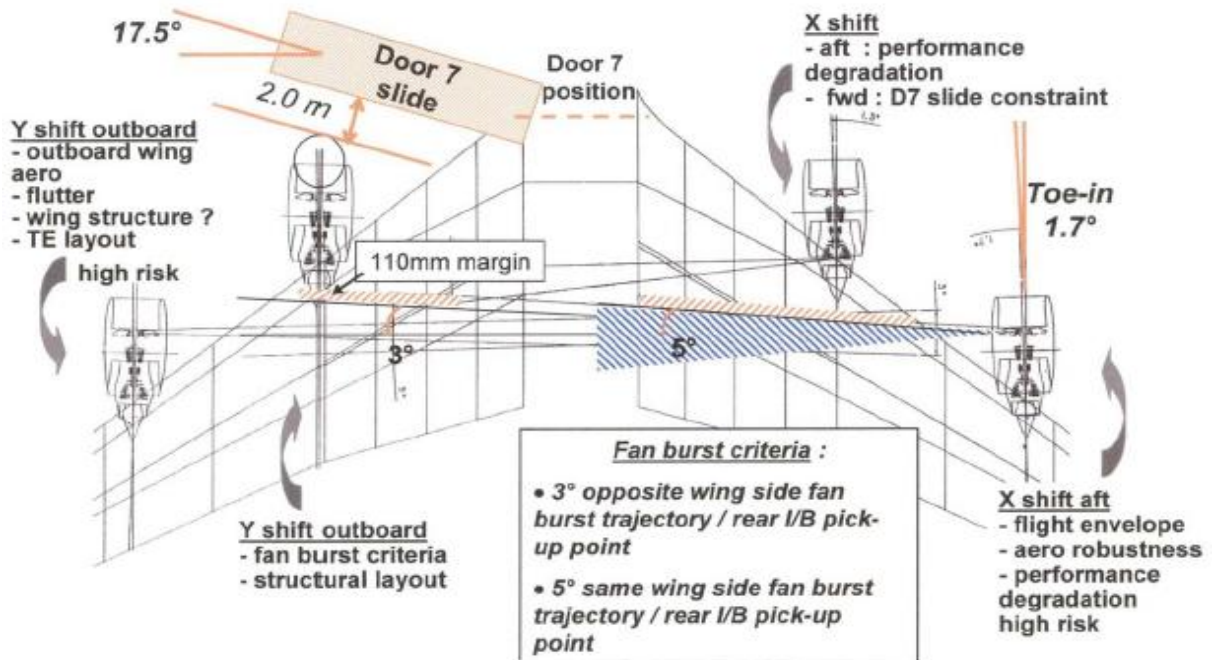


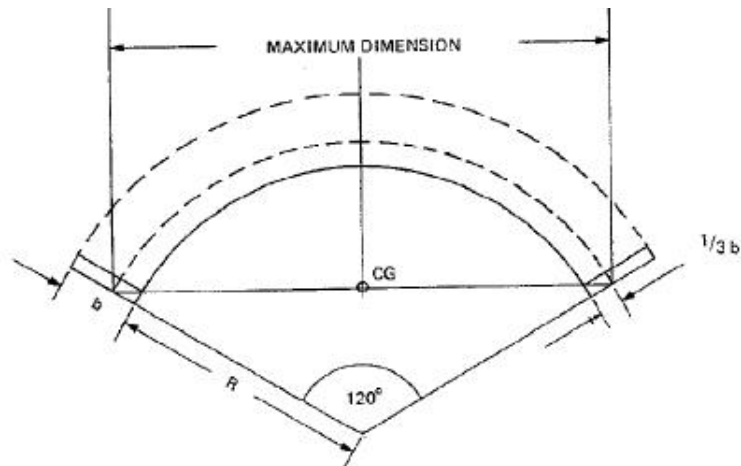
Bild 5.42 Gefahrenbereich durch abfliegende Triebwerksteile nach Boettger (**Endesfelder 2005**)

Die Größe des abfliegenden Bruchstückes wird in diesem Fall nach den Zulassungsvorschriften als ein Drittel der Rotorscheibenfläche angenommen.

ACJ No. 2 to JAR 25.903 (d)(1):

Uncontained Engine Rotor Failures (Acceptable Means Of Compliance and Interpretative Material)

3.3 Alternative Engine Failure Model. For the purpose of the analysis, as an alternative to the engine failure model of paragraphs 3.1 and 3.2, the use of a single one-third piece of disc having an axial spread angle of $\pm 5^\circ$ would be acceptable, provided that the objectives of paragraphs 2.1, 2.2 and 4.3 a. are satisfied.



Where R = the disc radius
 b = blade length

The CG is taken to lie on the maximum dimension as shown

FIGURE 1 - SINGLE ONE-THIRD DISC FRAGMENT

Für die Untersuchung wird der Winkel des Gefahrenbereichs auch auf der gegenüberliegenden Flugzeugseite bei 5° pro Seite der Rotationsebene, also einem Kegelwinkel von 10° belassen. Die Simulation mit dem Programm IRIS geht davon aus, dass ein Bruchstück vom Triebwerk mit unendlicher Energie den Rumpf durchschlägt. Damit werden gegenüberliegende Flugzeugstruktur- und Systembauteile die innerhalb des Kegelwinkels von 10° liegen getroffen. Weiterhin ist bei der Simulation darauf zu achten das jedes Triebwerk einzeln untersucht werden muss, da die Triebwerke auf der linken Seite mit einem Winkel von $\text{toe} = -1^\circ$ (um die Hochachse gemessen) angebaut werden. Für alle Triebwerke wird ein Einstellwinkel von $\text{pitch-up} = 1.2^\circ$ (um die Flugzeugquerachse gemessen) angenommen. Die Größe des abfliegenden Triebwerksteil wird mit einem Drittel der jeweiligen Rotorscheibe angenommen. Bild 5.43 zeigt die möglichen Flugbahnen der abfliegenden Bruchstücke im Falle einer Triebwerksbeschädigung.

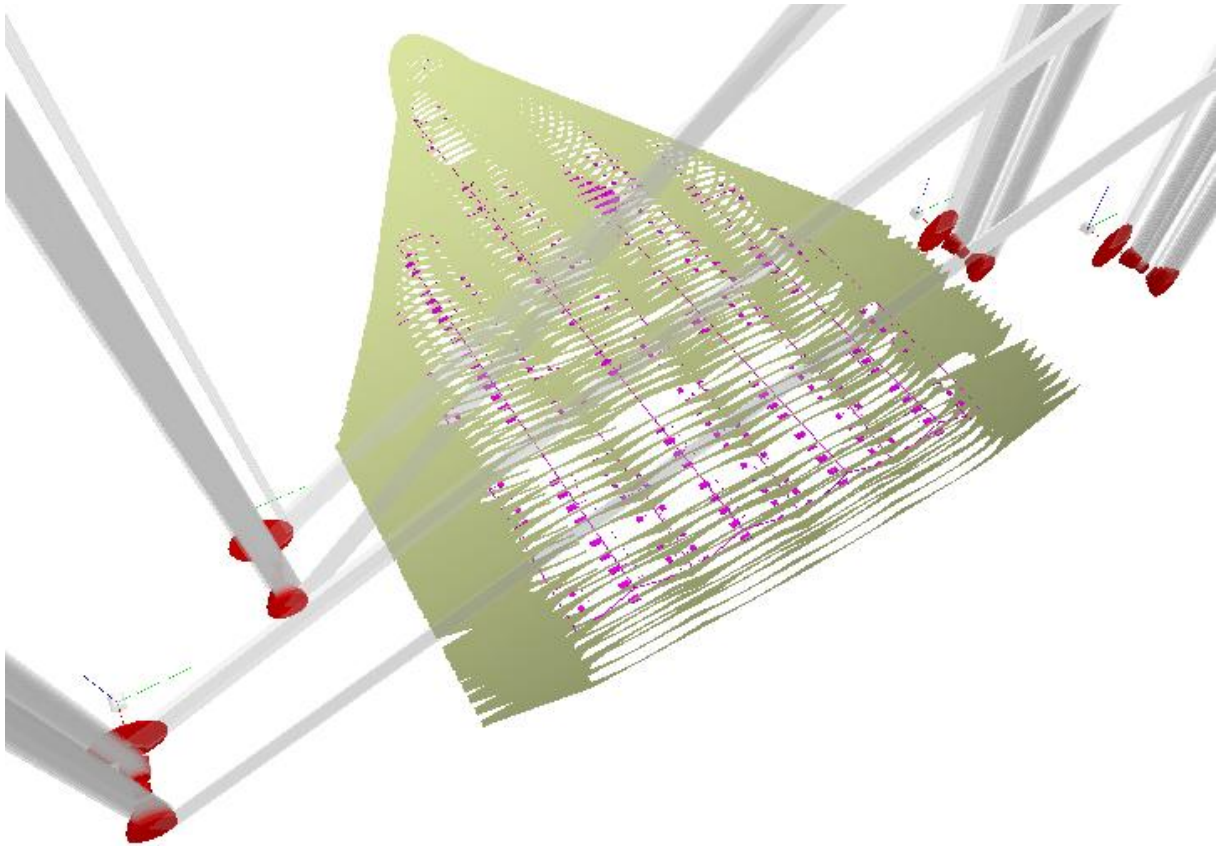


Bild 5.43 Engine Burst Simulation ATA35

In der Simulation werden nur der Fan und die letzte Stufe der Turbine pro Triebwerk untersucht, um die Gefahrbereich anhand der Spantnummern aufzuzeigen. Mit dieser Information kann der zulässige Einbauraum für die Sauerstoffflaschen und andere wichtig Komponenten der Systeme aufgezeigt werden. Außerdem ist eine genauere Positionierung von Absperrventilen für die Sauerstoffversorgungsleitung in Flugzeuglängsrichtung möglich, um getroffene Rohrleitungen zu isolieren und eine Versorgung der übrigen Verbraucher aufrecht zu erhalten. In den folgenden Diagrammen kann abgelesen werden, welche Strukturbauteile und Sauerstoffleitungen bei welchem Sektorwinkel Φ von der Drittelscheibe getroffen werden. Die Definition der Winkel Φ und χ ergeben sich nach folgendem Bild 5.44:

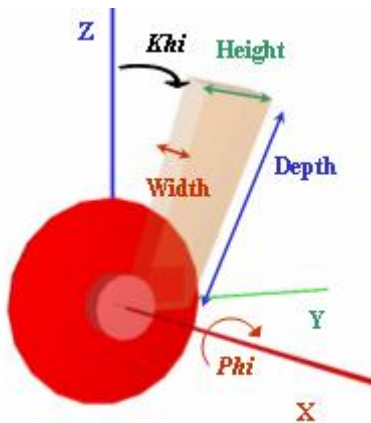


Bild 5.44 Definition eines Rotorbruchstückes (linkshändiges Koordinatensystem)

Für die „fan burst“ Simulation aller Triebwerke wird (in einem rechtshändigen Koordinatensystem) ein positives „Khi“ von 5° vorgegeben, um den Streuwinkel auf die Struktur und Systeme vor den Triebwerken auszudehnen und für die „low pressure turbine burst“ Simulation wird ein negatives „Khi“ von 5° für den Bereich hinter den Triebwerken vorgegeben. Die Breite wird von der jeweiligen Rotorscheibenbreite vorgegeben und die Höhe wird so eingestellt, dass die Überschneidungsfläche zwischen der Hilfsgeometrie und der Rotorscheibe einem Drittel der Fläche entspricht. Da die Energie der abfliegenden Drittelscheibe unendlich ist, wird die Tiefe der Hilfsgeometrie so eingestellt, dass alle Struktur- und Systemkomponenten von ihr geschnitten werden. Um die ermittelten Daten zu veranschaulichen und einfacher interpretieren zu können werden folgende Diagramme erstellt.

Phi	60°	70°	80°	90°	100°
GEOMETRIC					
Frame_C50.wrl					
outboard-lh-1					
Frame_C49.wrl					
outboard-lh-2					
inboard-lh-1					
Frame_C48.wrl					
inboard-lh-2					
center-rear					
inboard-rh-2					
inboard-rh-1					
Frame_C47.wrl					
outboard-rh-2					
outboard-rh-1					

Bild 5.45 Impact left inner fan burst

Die Gefahr eines Treffer am Spant C50 besteht für den Bereich zwischen einem Winkel $\Phi=51^\circ$ bis $\Phi=95^\circ$. Die Sauerstoffleitungen „outboard-lh-1“ und „outboard-lh-2“ könnten gleichzeitig bei einem Winkel $\Phi=72^\circ$ bis $\Phi=75^\circ$ getroffen werden. Die Sauerstoffleitung „inboard-lh-1“ würde aber erst ab einem Winkel von $\Phi=75,5^\circ$ getroffen werden. Solange die

hintere Kante, die vordere Kante eines Diagrammblockes nicht überdeckt ist die Gefahr eines gemeinsamen Ausfalls nicht gegeben. Die genauen Zahlenwerte für die Winkel „Phi“ und „Khi“ und weitere Diagramme sind im Anhang D zu finden. Der Detaillierungsgrad der erstellten Systemmodelle ist noch nicht so weit fortgeschritten, dass die genaue Position der Absperrventile mit eingebracht wurde. Die Daten können für weitere Untersuchungen genutzt werden. Für diese Untersuchung gilt es zunächst festzuhalten, dass der Gefahrenbereich durch abfliegende Turbinenteile aller vier Triebwerke gemeinsam betrachtet zwischen den Spanten 47 bis 72 ist liegt. Die Sauerstoffflaschen werden vor dem Spant 47 positioniert.

5.5 Konzepterstellung auf Systemebene ATA36

Die folgenden Kapitel zeigen die Probleme der Integration der Zapfluftleitungen in die Struktur des VELA2 Flugzeugs auf.

5.5.1 Pneumatische Anlage konventionell

Die Pneumatische Anlage besteht hauptsächlich aus dem Rohrleitungssystem zur Verteilung der Zapfluft von den Quellen bis zu den Verbrauchern. Quellen der Zapfluft sind die Triebwerke, Hilfstriebwerke und Bodenanschlüsse. Sind die Triebwerke an den Flügeln positioniert, werden die Zapfluftleitungen im Vorflügelbereich mit einem ausreichenden Abstand zu den Flügeltanks eingebaut. Weiterhin gilt es dafür zu sorgen, dass im Falle einer Leitungsbeschädigung keine Strukturbauteile beschädigt werden. Besonders durch die erhöhte Anwendung von Faserverbundwerkstoffen ist auf einen ausreichenden Sicherheitsabstand zwischen Heißluftleitungen und Strukturbauteilen aus Faserverbundwerkstoffen zu achten. Weiterhin müssen Sicherheitsabstände zu Hydraulikleitungen, Kraftstoffleitungen und Kabeln eingehalten werden. Wenn das Flugzeug mit Vorflügeln ausgestattet ist, wird der Bauraum im Vorflügelbereich durch Strukturbauteile und mechanische Bauteile in Anspruch genommen. Damit wird die Integration der Heißluftleitungen, unter Einhaltung aller Anforderungen erschwert.

Wenn die Triebwerke am Rumpf angeordnet sind (zum Beispiel Fokker 28, Fokker 100) können die Längen der Zapfluftleitungen zu den ebenfalls im Rumpf gelegenen Verbrauchern kurz gehalten werden. Sollte das Flugzeug jedoch mit einem Enteisungssystem, das mit Heißluft versorgt wird, ausgestattet sein, dann müssen die Heißluftleitungen in den Flügelbereich bis zu den Rohrleitungen der Enteisungsanlage geführt werden.

Bei konventioneller Bauweise mit Triebwerkspositionen an den Tragflächen und der Hilfsturbine im Heckbereich ist weiterhin eine Verbindungsleitung zwischen linker und rechter Flugzeugseite vorzusehen, um eine Versorgung der Verbraucher durch die Zapfluftquelle der gegenüberliegenden Flugzeugseite zu ermöglichen. Diese Leitung wird außerhalb des Rumpfes innerhalb der Bauchverkleidung verlegt.

5.5.2 Pneumatische Anlagenkonzepte VELA2

Da das VELA2 Flugzeug keine Bauchverkleidung besitzt, sondern aus einer Doppelschalenkonstruktion besteht, ist die Verlegung einer Zapfluftleitung zwischen diesen Schalen unter dem Gesichtspunkt einer möglichen Leckage als sehr kritisch anzusehen. Auch die Installation der skalierten Leitung mit einem Durchmesser von ca. 280mm in dem sehr beengten Bauraum ist unter Einhaltung der Anforderung, dass ein ausreichender Abstand zu

Strukturbauteilen einzuhalten ist nicht machbar. In Bild 5.46 ist die Einbausituation der Verbindungsleitung zwischen den Rumpfschalen dargestellt. Die Teilung der Rohrleitung in zwei kleinere Leitungen wäre machbar, jedoch besteht dann nach wie vor die Gefahr der Strukturbeschädigung im Fall einer Leckage. Auch die Zugänglichkeit zu den Leitungen für Inspektionszwecke ist nicht möglich, wenn sich diese zwischen den Rumpfschalen befinden.

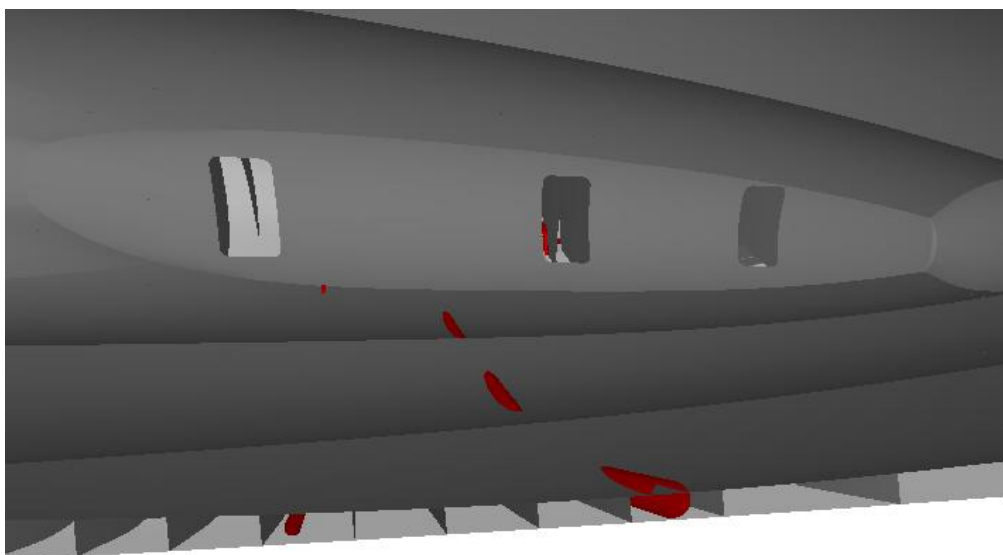


Bild 5.46 Integrationsproblem der Zapfluftverbindungsleitung (konventionelles Konzept)

Eine andere Möglichkeit wäre die Leitungen innerhalb der Druckhülle zu verlegen. Es muss ein erheblicher Isolationsaufwand betrieben werden, um die Anforderungen zum Schutz der Insassen und der Komponenten innerhalb der Druckkabine zu erfüllen. Auch die Durchbrüche in der Druckkabine, um dort eine Heißluftleitung hineinzuführen, sind von der Strukturseite her als kritisch zu bewerten. Hier wirken auf ein Bauteil gleichzeitig unterschiedliche Drücke, Temperaturen und Vibrationen.

Für das VELA2 Flugzeug wird ein alternatives ATA 36 Konzept erstellt bei dem sich die Verbindungsleitung „cross-feed-duct“ im Heckbereich des Flugzeugs, hinter den Druckspanten befindet. Hier werden gegenüber dem konventionellen Konzept keine erheblichen Nachteile hinsichtlich verbauter Leitungslängen erwartet, da die ursprüngliche Verbindungsleitung nach hinten verschoben und zwischen den vorhandenen Zapfluftleitungen der Hilfsturbinen verlegt wird. Die Verbindungsleitung muss mit einem ausreichenden Abstand zu den hinteren Druckspanten verlegt werden, um diese vor Beschädigungen im Fall der Leckage der Heißluftleitung zu schützen. Der Bauraum ist gleichzeitig durch die Struktur der hinteren Notausstiegstüren begrenzt. Diese beiden gegensätzlichen Anforderungen führen zu vielen Krümmungen im „cross-feed-duct“ (siehe Bild 5.47). Die vom Durchmesser her kleinere Leitung, die durch das mittlere untere Rumpfstück geführt wird, stellt die Anschlussleitung für das optionale „onboard oxygen generating system (OBOGS)“ dar. Diese Leitung wird von allen vier Triebwerken mit Zapfluft versorgt und soll in den Bereich führen, wo jetzt die Sauerstoffflaschen installiert sind.

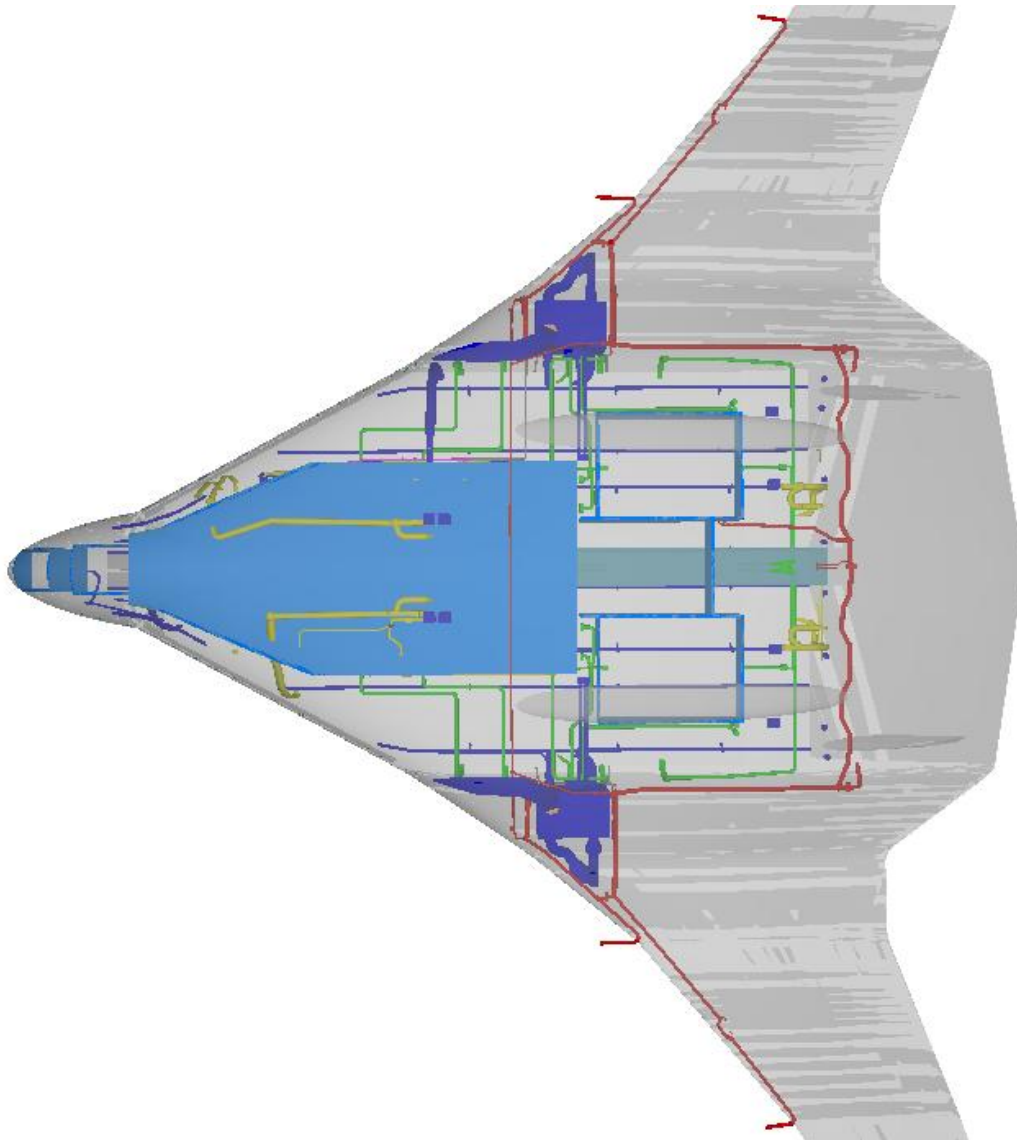


Bild 5.47 Unteransicht mit hinterer ATA36 Verbindungsleitung (alternatives Konzept)

Der Bodenanschluss für Druckluft „high pressure ground connector“ wird bei diesem Konzept hinter dem linken Fahrwerksschacht positioniert (siehe Bild 5.48). Beim konventionellen Konzept liegt der HP-GND-Connector weiter in der Rumpfmittle des Flugzeugs (Bild 5.49). Die Anschlüsse beider Konzepte erfordern eine Hebebühne oder ähnliches Gerät, um die Schlauchleitungen an den HP-GND-Connector anschliessen zu können.

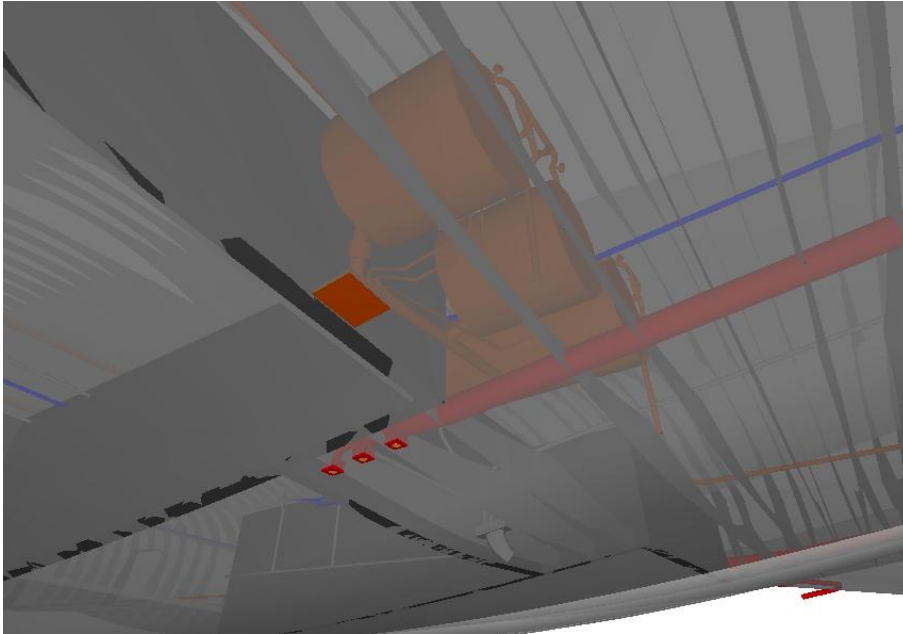


Bild 5.48 Waste-Service-Panel und HP-GND-Connector (alternatives Konzept)

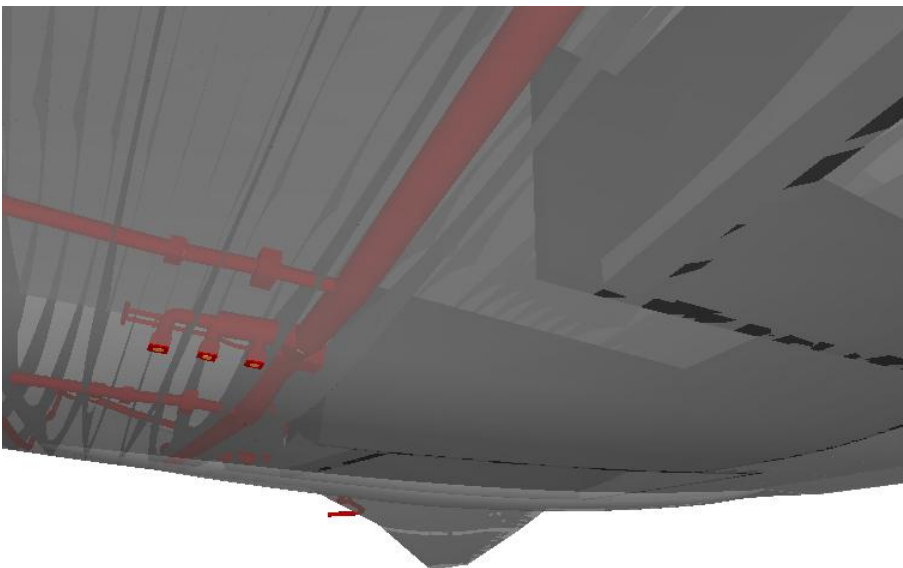


Bild 5.49 HP-GND-Connector (konventionelles Konzept)

Das Konzept mit nach hinten verschobenen „HP-GND-Connector“ erfordert eine genauere Untersuchung bezüglich Positionierung der Bodengeräte zur Beladung des hinteren Frachtraumes, des Service-Wagens für das Abwassersystem und des Wagens zur Einspeisung von Druckluft durch die Anschlüsse des „HP-GND-Connectors“. Abbildung 5.50 zeigt die bisher berücksichtigten Positionen der Fahrzeuge zur Bodenabfertigung. Der Abstand zwischen Boden und Rumpfunterseite beträgt bezogen auf das „operating weight empty“ (OWE) für den hinteren Druckluftanschluss am HP-GND-Connector 4,23 Meter über dem Boden. Der Bodenabstand für das „Waste-Service-Panel“ liegt bei 4,44 Meter.

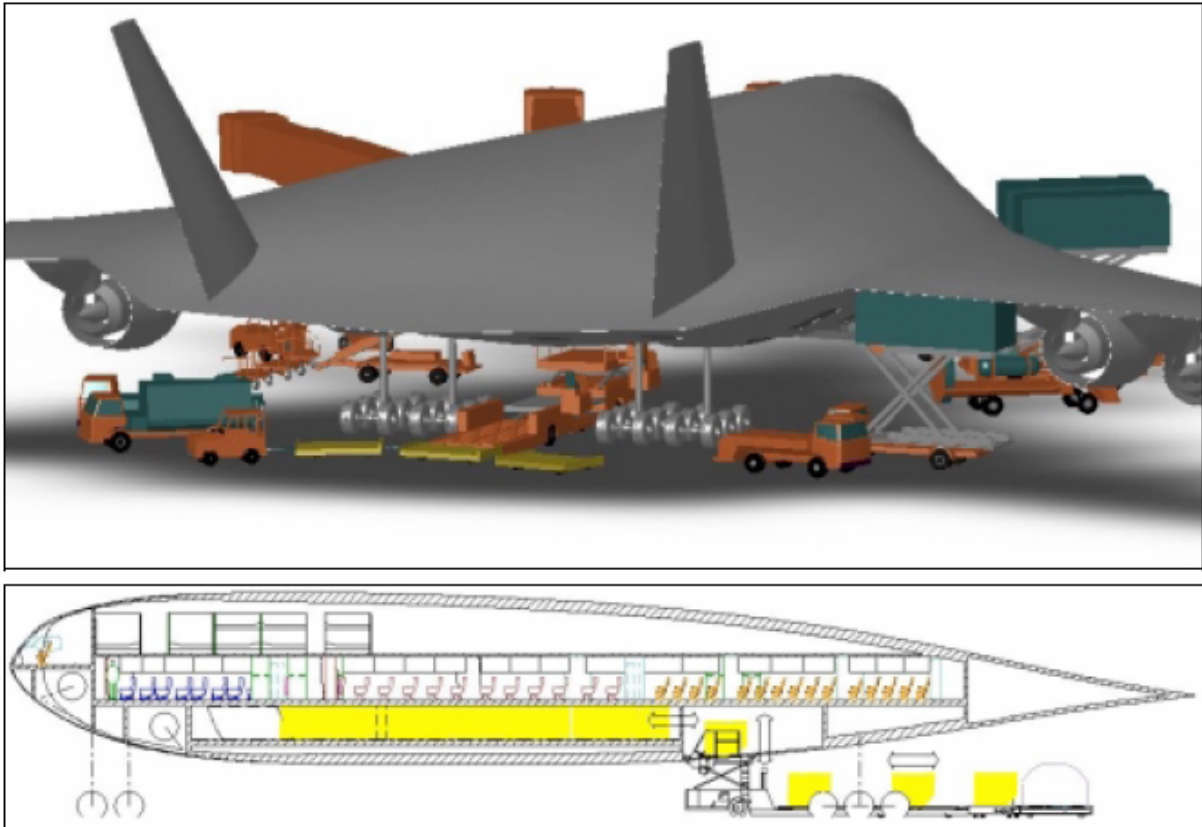


Bild 5.50 Positionen von Geräten zur Bodenabfertigung (Airbus 2004)

5.6 Konzepterstellung auf Systemebene ATA38

Für das Wasser- und Abwassersystem werden in den folgenden Kapiteln zwei Konzepte erstellt, um eine optimale Position der Tanks zu finden.

5.6.1 Wasser-/Abwasseranlage konventionell

Bei der Installation der Wasser und Abwassertanks gilt es eine Position zu finden, bei der Abstand zu den Verbrauchern wie Küchen oder Toiletten nicht zu groß wird. Da stehendes Wasser in Rohrleitungen zu unerwünschten Ablagerungen und Bakterienbildung führt sollen entsprechende Gefälle in den Frisch- und Grauwasserleitungen vorgesehen werden, um das selbständige Abfließen des Wassers zu gewährleisten, wenn das Flugzeug längere Zeit am Boden steht. Diese Rohrleitungen mit Gefälle sind schwer zu integrieren, weil die Leitungen und Kabel der anderen Systeme meist horizontal durch das Flugzeug verlaufen. Die Leitungen des Abwassersystems dürfen horizontal installiert werden und sind somit etwas leichter zu integrieren. Die folgende Abbildung 5.51 zeigt die Position der Frischwassertanks auf dem zentralen Flügelmittelkasten „center wing box“ und der Abwassertanks im Heckbereich der Airbus A380.

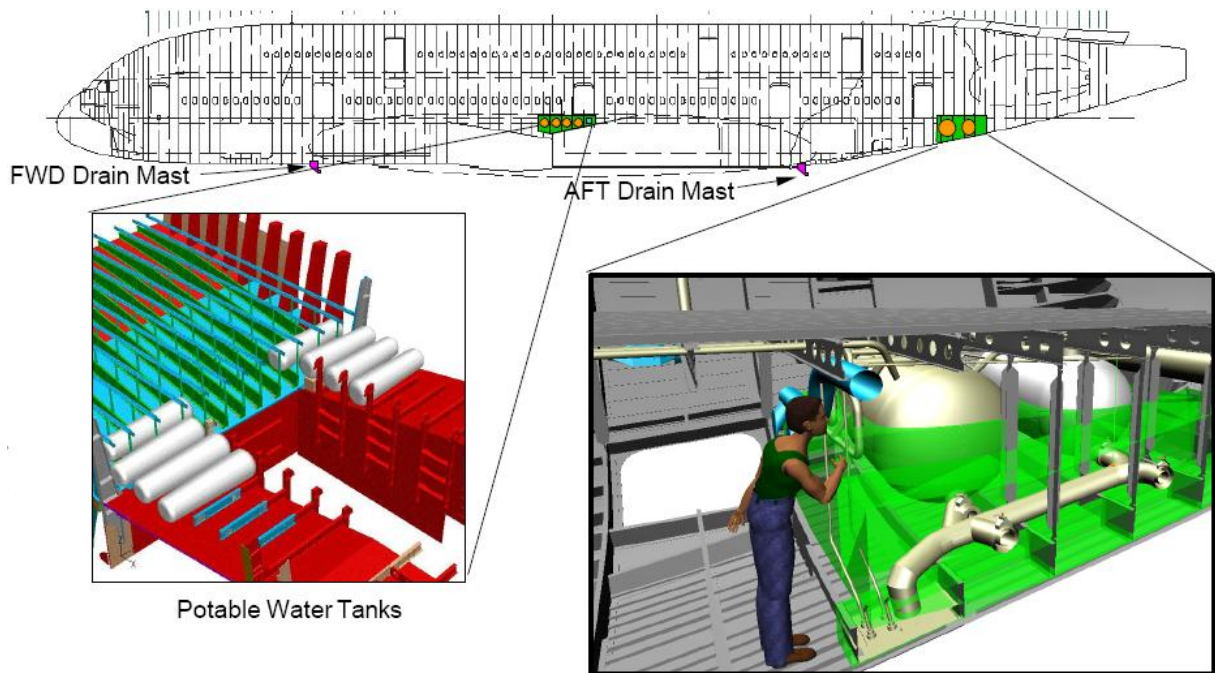


Bild 5.51 Einbauorte der Wasser- und Abwassertanks der A380 (Heinrich 2004)

Bei der Airbus A340 befinden sich die Frischwassertanks im seitlichen Dreiecksbereich im Unterdeck und die Abwassertanks sind, wie bei der A380, im Heck positioniert. Bei der Boeing 737-200 ist ein Frischwassertank ebenfalls im hinteren Unterdeck installiert und die Abwassertanks befinden sich unter jeder Toilette.

5.6.2 Wasser-/Abwasseranlagenkonzepte VELA2

Für die Auslegung des Wasser- und Abwassersystems für das VELA2 Flugzeug müssen zunächst die erforderlichen Volumina für Wasser- und Abwassertanks ermittelt werden.

Messungen von in Dienst befindlichen Flugzeugen haben ergeben, dass der durchschnittliche Wasserverbrauch bei 0,2 Liter pro Passagier (pax) pro Flugstunde bei Flugzeugen mit einem Vakuum-Toilettensystem liegt (Scholz 2005_e). Dieser Verbrauch setzt sich zusammen aus:

- 0,11 l/pax/h verbraucht in Waschbecken
- 0,07 l/pax/h verbraucht für Toilettenspülung
- 0,02 l/pax/h verbraucht in Küchen.

Bereits gebaute Tanks für einige Flugzeugtypen sind in Tabelle 5.3 aufgeführt. Die Daten in den Spalten Flugzeugtyp und Tankvolumen basieren auf Informationen von (Muser 1997). Für die Berechnung des Verbrauchs wird eine 2-Klassen-Bestuhlung, also eine mittlere Passagierzahl angenommen nach Daten von (Elsevier 2005). Weiterhin werden die Auslegungsreichweite „Design Range“ und die durchschnittliche Langstreckenreisegeschwindigkeit „Long Range Cruise“ zum Berechnen der ungefähren Flugdauer zugrunde gelegt, um dann das minimal erforderliche Tankvolumen zu ermitteln. Für

die überschlägige Überprüfung sollten diese Daten ausreichend genaue Werte für den Wasserverbrauch liefern.

Tabelle 5.3 Übersicht installierte Tankvolumen und minimal erforderliche Tankvolumen

Flugzeugtyp	Tankvolumen [l] (installiert)	Passagierzahl (2-class)	Design Range [nm]	Long Range Cruise [kt]	Tankvolumen [l] (min. erforderlich)
Airbus A320 / A321 ¹	260	150 / 186	2700 / 2700	448 / 450	181 / 223
Airbus A330 / 340 ²	740 / Option 1100	293 / 303	6370 / 7350	470 / 475	794 / 938
Boeing 757 ³	480 / 720	186	4000	459	324
Boeing 747-400	720	496	7100	490	1437
Boeing 777 ⁴	720	375	7380	476	1163
Canadair RJ ⁵	54	52	1620	424	40

Es zeigt sich dass der Wert 0.2 Liter pro Passagier pro Stunde bei Kurz- und Mittelstreckflugzeugen angewandt werden kann. Bei den Langstreckenflugzeugen ergeben sich Abweichungen beim minimal erforderlichen Tankvolumen und dem tatsächlich installierten Tanks. Um einen durchschnittlichen Wasserverbrauchswert für die Langstreckenflugzeuge zu bekommen erfolgt eine Berechnung basierend auf dem installierten Tankvolumen. Es ergeben sich damit folgende Verbrauchswerte:

- 0.186 l/pax/h (A330-200) ohne optional installiertem Tank
- 0.158 l/pax/h (A340-200) ohne optional installiertem Tank
- 0.1 l/pax/h (747-400)
- 0.124 l/pax/h (777IGW)

Die Dimensionierung der minimalen Tankgröße für das Flugzeug VELA2 erfolgt zunächst mit dem oben ermittelten Wasserverbrauchswert der A330-200 von 0.186 l/pax/h. Bei einer Auslegungsreichweite von 7650 nautischen Meilen und einer 3-Klassenbestuhlung mit 750 Passagieren beträgt die Blockzeit ungefähr 16 Stunden (**Airbus 2004**). Damit ergibt sich für die zu installierenden Frischwassertanks der VELA2 Konfiguration ein Mindestvolumen von 2232 Litern. Bei einer Einklassenbestuhlung mit 1028 Passagieren müssen Tanks mit mindestens 2764 Litern Frischwasser installiert werden. Für die Einbauuntersuchung ist der maximal erforderliche Platz interessant. Auch sollten Bauräume für spätere optionale Tanks berücksichtigt werden. Derzeit werden Studien zur Luftraumbefeuchtung in Flugzeugkabinen angefertigt und die benötigten Wassermengen müssen in den Tanks mitgeführt werden. Als Platzhalter werden Tanks mit den äußeren Abmaßen von einem Meter Durchmesser und einem Meter Länge vorgesehen. Die Tanks der Airbus A380 sind mit bis zu 8 bar Luftdruck beaufschlagt (**Heinrich 2004**), um die Widerstände in den Rohrleitungen zu überwinden und eine Versorgung aller Verbraucher, auch bei hohen Anstellwinkeln des Flugzeugs, zu gewährleisten. Die Druckbelastung erfordert eine ausreichend stabile Konstruktion der Tanks

1 Annahme Airbus A320-200 und A321-200
 2 Annahme Airbus A330-200 und A340-200
 3 Annahme Boeing 757-200
 4 Annahme Boeing 777-200IGW
 5 Annahme Canadian RJ 100ER

bei gleichzeitig geringer Masse. Zusätzlich müssen die Innenseiten der Tanks mit einem Material versehen sein, das die Entstehung von Bakterien verhindert bzw. vermindert. Hier kommen entweder Titan oder Edelstahl zur Anwendung. Um die Masse der Tanks klein zu halten, werden diese Metallbehälter sehr dünn ausgelegt und dann mit Faserverbundwerkstoffen umwickelt. Bei einer geschätzten Wanddicken der Tanks von ca. 9 mm beträgt die Tankkapazität der VELA2 Frischwassertanks ungefähr 750 Liter. Bei einer Dreiklassenbestuhlung von 750 Passagieren müssen drei Frischwassertanks installiert sein und bei einer Einklassenbestuhlung mit 1028 Passagieren ist die Installation eines vierten Tanks erforderlich.

Wenn das Flugzeug am Boden steht, soll das Frisch- und Grauwasser allein durch die Schwerkraft aus den Leitungen fließen können. Es gilt also einen möglichst zentralen tiefen Punkt zwischen denen, am Rohrleitungsnetzwerk angeschlossenen Verbrauchern zu finden, um die geforderten Gefällewinkel im Rohrleitungsnetzwerk einhalten zu können. Weiterhin muss das „Service Panel“ gut erreichbar und möglichst dicht an den Tanks positioniert sein, damit das Wasser/Abwasser beim am Boden einfach Entleert werden können. Der geringste Abstand zwischen Boden und Flugzeugunterseite, bezogen auf die Masse OWE beträgt ungefähr 3,24 Meter und liegt zwischen den Spanten 29 bis 41. Allerdings steht in diesem Bereich nicht mehr genügend Bauraum für die Installation der Tanks mit den dazugehörigen Geräten zur Verfügung. Beim konventionellen Konzept sind in diesem Bereich die Platzhalter für die Mischeinheiten untergebracht. Aus diesem Grund werden beim konventionellen Konzept sowohl die Frischwasser-, also auch die Abwassertanks hinter den Fahrwerksschächten positioniert.

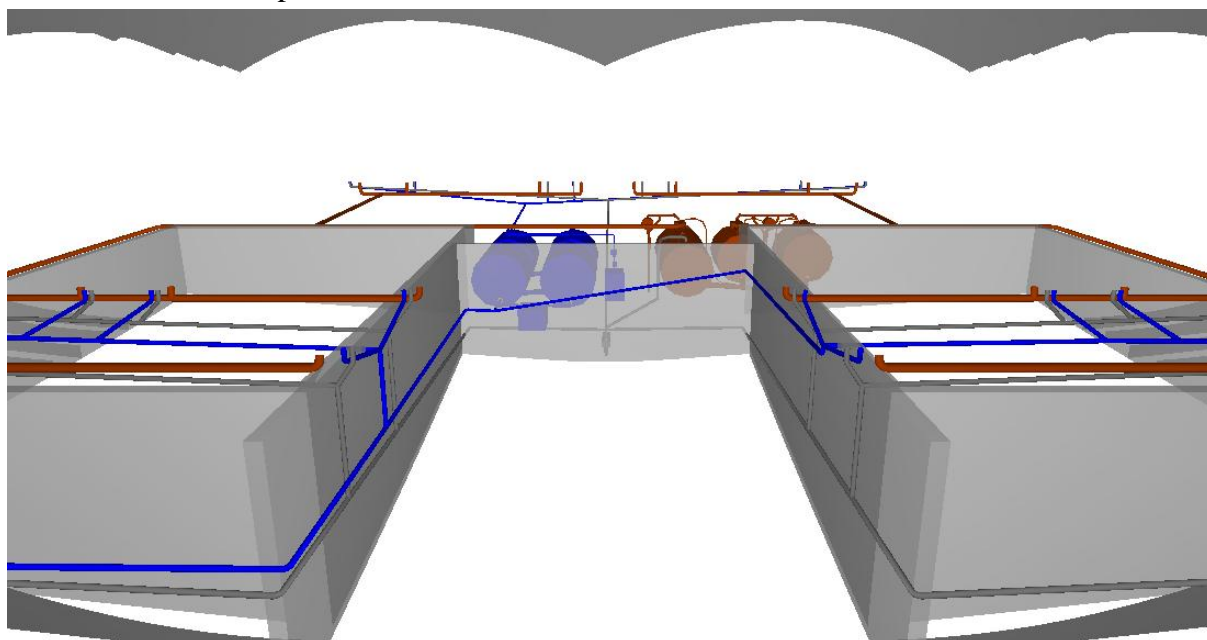


Bild 5.52 Abwasser- und Frischwassertankinstallation (konventionelles Konzept)

Im Fahrwerksschachtbereich besteht die Gefahr des Einfrierens der Wasser- und Abwasserleitungen. Es müssen hier entsprechenden Maßnahmen (elektrische Heizungen und

Isolierungen) vorgesehen werden. Um ein leichtes Gefälle in den Leitungen der Wasser- und Abwasserleitungen erfüllen zu können, muss der exakte Bauraum mit Isolierung über den Fahrwerksschächten nochmals geprüft werden.

Der Entwässerungspunkt „drain-mast“ wird am tiefsten Punkt hinter den Fahrwerksschächten in der Nähe der Abwassertanks gewählt. Falls die elektrische Beheizung des Entwässerungspunktes ausfällt, könnte abfliegendes Eis dahinter liegende Antennen beschädigen. Aus diesem Grund wird der „drain-mast“ möglichst hinter Antennen und anderen an der Außenhaut befindlichen Geräten positioniert. Ein weiterer Vorteil dieser Position ist die Nähe des „drain-mast“ zum Abwassertank. Damit kann eine kurze Rohrleitung installiert werden, um im Bodenfall das Grauwasser durch schließen des „drain-mast valves“ in den Abwassertank zu leiten. Im folgenden Bild 5.53 sind drei Abwassertanks zu erkennen. Die beiden linken Abwassertanks haben die äußeren Abmaße von einem Meter Durchmesser und einem Meter Länge. Hier werden die Toiletten der linken Flugzeugseite angeschlossen. Der dritte Abwassertank hat die äußeren Abmaße von einem Meter Durchmesser und zwei Metern Länge. An diesen Tank sind die Toiletten der rechten Flugzeugseite angeschlossen. Diese Einbaupositionen ergeben sich, weil der Rumpf des VELA2 Flugzeugs sich nach hinten konisch verengt und die Zugänglichkeit der oberen Abwasser- und Vakuumschlüsse am „waste separator“ gewährleistet werden muss.

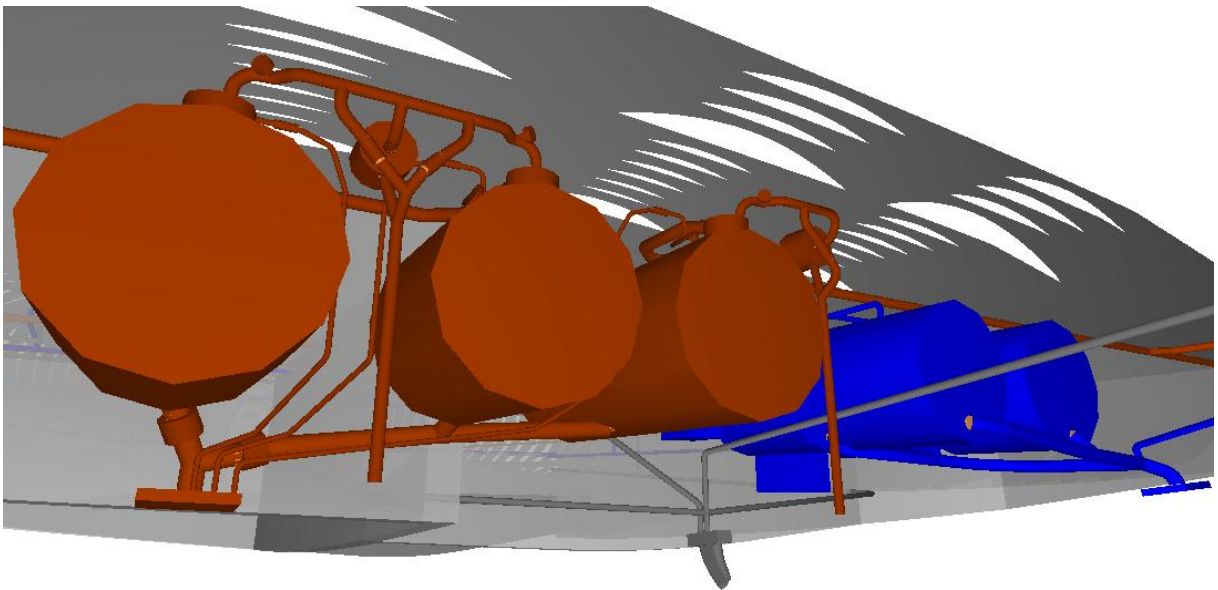


Bild 5.53 Abwassertanks, Entwässerungspunkt und Frischwassertanks (konventionelles Konzept)

Für die beiden linken und den dritten etwas größeren Abwassertank ist jeweils ein Kompressor für die Unterdruckerzeugung am Boden bzw. eine mit der Flugzeugaußenhaut verbundene Unterdruckleitung für den Flugfall installiert.

Die Installation der Frischwassertanks „potable water“ beinhaltet auch die Positionierung einer Wasseraufbereitungseinheit „water treatment unit“ zur kontinuierlichen Desinfektion

des Frischwassers sowie eines Kompressors zur Druckbeaufschlagung der Tanks. In Bild 5.54 sind folgende Geräte des Frischwassersystems (blau) zu sehen: Kompressor (links), Wasseraufbereitungseinheit (unter den Tanks) und „potable-water service-panel“ (rechts).

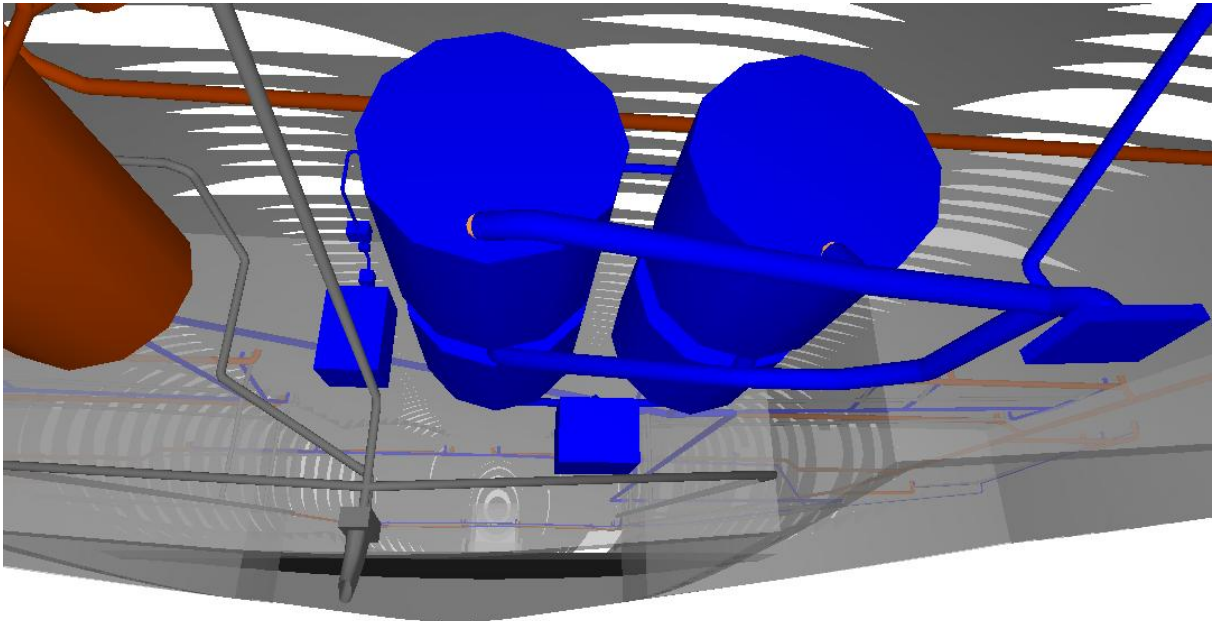


Bild 5.54 compressor, potable-water-tank, water treatment unit, service-panel

Die Nachteile bei dieser konventionellen Position der Frischwassertanks sind die sehr langen Leitungswege zu den vorderen Verbrauchern sowie die schlechte Zugänglichkeit der „service panel“. Da beim alternativen Konzept der Klimaanlage die Mischereinheiten über dem Kabinendach positioniert sind, können die Frischwassertanks in den freien Unterflurbereich verschoben werden. Die Abwassertanks werden zunächst im hinteren Bereich belassen, da die Vakuumbwasserleitungen bei der Installation keine Gefälle erfordern.

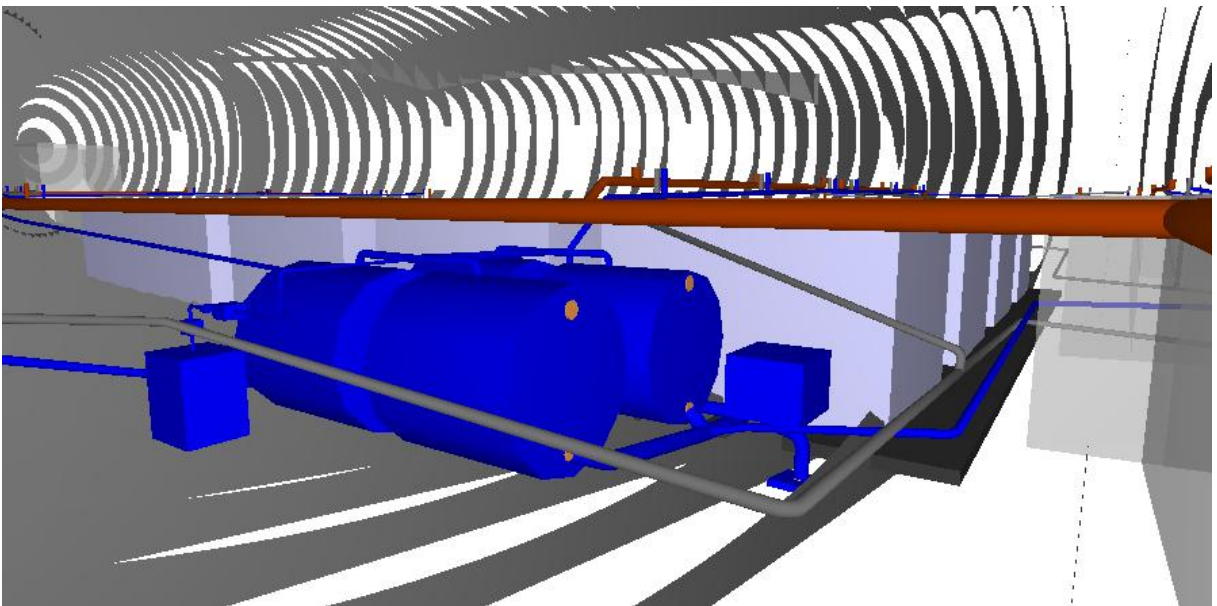


Bild 5.55 Frischwassertanks im linken Unterflurbereich (alternatives Konzept)

6 Auswertung

Die Auswertung der Modelle hinsichtlich der Erfüllung der Anforderungen erfolgt anhand von Prüfmatrixen, die im Anhang F zu finden sind. Im folgenden Bild 6.1 ist ein Auszug aus der Prüfmatrix dargestellt.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA 21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38	
			type/class	ATA	Number	System Layout Concept (conventional)												
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (a)	y						y									Durch die Skalierung der AGU und der Leitungen sowie der Adaption von Teilstücken bereits gebauten Leitungsnetzwerken wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (b)	y	y				y	y								y	Durch das Zusammenwirken der angepassten B und Entlüftungssysteme, sowie der Installation d Sauerstoffmasken im Flugdeckbereich wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (c)	y	y				y		y								Im Falle der Fehlfunktion der Klimaanlage kann die Notfallluftversorgung (ATA21-55) an den beiden Mischeinheiten zur Luftversorgung genutzt werden.

Bild 6.1 Prüfmatrix zur Bewertung der Systemmodelle

Wenn das erstellte Systemmodell die Anforderung erfüllen kann, wird in der Prüfmatrix ein „y“ für „yes“ eingetragen. Ist die Anforderung nicht erfüllbar dann wird ein „n“ für „no“ eingetragen. Bei einigen Anforderungen ist die Überprüfung anhand eines 3D Systemmodells nicht direkt machbar, oder es fehlen noch Informationen über die Umgebung oder andere Systeme. Wenn man davon ausgeht dass ein ähnliches 3D Systemmodell bei der A380 integrierbar ist, dann kann abgeschätzt werden, ob die Einhaltung der Anforderung beim VELA2 Modell möglich ist. Für diesen Fall wird das Feld in der Matrix mit einem „(y)“ gekennzeichnet, also die Erfüllung der Anforderung wird als unkritisch gewertet.

6.1 Bewertung der Konzepte

Die detaillierte Prüfung der Systemmodelle auf Einhaltung der Anforderungen erfolgt im Anhang F. Zu jedem Punkt wird eine Bemerkung oder Maßnahme aufgeschrieben. Aufgrund der großen Menge an zu prüfenden Anforderungen wird hier im folgenden Abschnitt nur auf die nicht erfüllten Anforderungen eingegangen.

Die Anforderungen F-0018 und F-0019 können bei beiden Konzepten noch nicht geprüft werden, weil die Gerätepositionen und Kabelbäume nicht in das VELA2 Flugzeug integriert sind. Es ist jedoch bei der Auslegung des Abluftsystems darauf zu achten, dass der

Querschnitt ausreicht um die Abluftmengen aus den Bereichen der „secondary power distribution boxes“ (SPDBs) und dem „video control center“ (VCC) und weiterer optionaler elektrischer Geräte abführen zu können.

Die Anforderung F-0023 verlangt den Einbau eines Negativdruckventils in den Stauluftkanal. Das muss beim VELA2 Flugzeug als kritisch eingestuft werden, weil der Einbauraum direkt an den Spanten sehr begrenzt ist. Es konnten keine Daten über die Größe und Bauart dieses Ventils gefunden werden. Diese Anforderung wird bei beiden Konzepten nicht erfüllt.

Eine weitere sehr schwer zu erfüllende Anforderung ist die Auslegung der Verbindungsleitung zwischen der Luftaufbereitungseinheit und der Mischeinheit. Um den Eisansatz in der Leitung zu verhindern soll dieser Hauptkanal nach der Anforderung S-0024 so ausgelegt werden, dass keine Umlenkung größer als 30 Grad von der Rohrmittellinie auftritt. Da die Zulaufleitungen zu den Mischeinheiten jedoch zunächst geradlinig aus der AGU herausgeführt werden und danach sofort die Druckhülle des Rumpfes durchstoßen, besteht danach erst die Möglichkeit für eine Umlenkung. Beim Konzept mit der Mischeinheit im Unterflur besteht die Problematik, dass man einen Höhenunterschied von ungefähr zwei Metern bis zum Unterflurbereich überwinden muss. Bei der Gleichzeitigen Forderung nach möglichst großen Biegeradien, wird für diese Leitung sehr viel Bauraum benötigt. Im Vergleich der beiden Konzepte ist das alternative Konzept mit kürzeren und weniger stark gebogenen Zulaufleitung weniger kritisch einzuschätzen. Jedoch ist die zweite Zulaufleitung stärker gekrümmt. Hier müssen genauere Untersuchungen hinsichtlich Eisansatzes durchgeführt werden. Im Zusammenhang mit dieser Problematik kann auch die Anforderung S-0025 vom konventionellen Konzept mit den um 90 Grad gekrümmten Zulaufleitungen nicht erfüllt werden.

Beim konventionell ausgelegten Feuerlöschsystem ATA26-23 können alle in die Untersuchung mit einbezogenen Anforderungen erfüllt werden bzw. werden als unkritisch gewertet.

Die Anforderung S-0013 kann noch nicht geprüft werden, da das Hydraulik- und das Elektrihsystem nicht integriert sind. Diese Anforderung ist generell sehr wichtig bei der Integration von Sauerstoffleitungen und Kabelbäumen im Deckenbereich.

Die Wartungsanforderung M-0041 und M-0042 führen bei der Integrationsuntersuchung von Zapfluftleitungen zu Problemen. Beim konventionellen Konzept mit der Verbindungsleitung zwischen den Rumpfschalen wird die Inspektion der Schaleninnenseiten und Spante durch die Verbindungsleitung behindert. Aber auch die Zapfluftleitungen selber sind nicht zugänglich und können nicht aus- und eingebaut werden. Bei dieser Anforderung ist das alternative Konzept im Vorteil, weil die Verbindungsleitung der Zapfluft von der linken zur rechten Flugzeugseite gut zugänglich im Heck, hinter den Druckspanten installiert ist.

Die Anforderung S-0022 erfordert möglichst große Abstände zwischen elektrischer Leitung und Wasserleitungen. Da das Hydraulik- und Elektriksystem noch nicht integriert sind, kann diese Anforderung nicht geprüft werden. Jedoch steht beim VELA2 Flugzeug noch sehr viel Bauraum im Deckenbereich über der Kabine zur Verfügung. Hier können parallel zu den Sauerstoffleitungen, mit möglichst großem Abstand, elektrisch Haupttrouten verlegt werden.

Die Wartungsanforderung M-0046 fordert eine gute Zugänglichkeit zum Entwässerungsventil, wenn das Flugzeug am Boden steht. Das "self-drain-valve" ist bei beiden Konzepten auch aufgrund der Nähe des Drain-Mast zum Abwassertank und dessen zentraler Position, im hinteren Bereich des Flugzeuges installiert. Da die gesamte Unterseite des VELA2 Flugzeuges am Boden nur mit Hilfsgeräten wie Hebebühnen erreichbar ist, und hier der hintere Frachtladebereich liegt kann diese Anforderung von beiden Konzepten nicht erfüllt werden.

Ein weiteres Problem stellt die Erfüllung der Anforderungen F-0067 und F-0069 dar. Durch die sehr breite Kabine des VELA2 Flugzeuges und einem schmalen Bereich zwischen Kabinenfußboden und Frachtraumdecke, ist es nicht möglich konstante Gefällewinkel in den Leitungen die in y-Richtung verlaufen vorzusehen. Realisiert werden können Gefällewinkel von einem Grad, aber nur an kurzen Leitungssegmenten. An längeren Leitungssegmenten ist ein horizontaler Verlauf erforderlich, damit die Leitung nicht aus dem Deckenbereich des Frachtraums austritt. In x-Richtung können Gefällewinkel von zwei bis drei Grad erfüllt werden. Die Erfüllung dieser Anforderung ist bei beiden Konzepten weiterhin als kritisch zu betrachten.

Beim alternativen Konzept des VELA2 Zapfluftsystems kann die Anforderung F-0047 nicht erfüllt werden. Diese Anforderung ist von einem konventionellen Flugzeug abgeleitet, bei dem die APU-Zapfluftleitung im Bereich der Bauchverkleidung an die Querverbindungsleitung „cross feed duct“ angeschlossen ist. Für den Fall einer Leckage in der APU Zapfluftleitung kann das APU-Absperrventil geschlossen werden, um das Triebwerk 1 vom Hochdruckbodenanschluss aus starten zu können. Beim alternativen Konzept ist die Anforderung nicht erfüllt, da der HP-GND-Connector hinter dem Fahrwerksschacht positioniert ist und selbst die APU-Zapfluftleitung zum Transport von Luft bis zum Triebwerk nutzt.

Die Anforderung F-0043 nach einer guten Zugänglichkeit des Hochdruckbodenanschlusses wird vom alternativen Konzept nicht erfüllt. Der Bodenanschluss hinter dem linken Fahrwerksschacht positioniert. Gegenüber dem konventionellen Konzept liegt dieser Punkt 70cm höher und ist auch durch das nahe liegende ausgefahrene Fahrwerk schlecht erreichbar.

6.2 Auswahl der optimalen Lösungen

Um eine optimale Lösung auszuwählen werden neben den einzelnen Längen der verschiedenen Rohrleitungen auch die Querschnitte aus den erstellten Modellen ausgelesen. Um die Ergebnisse der alternativen Systemkonzepte mit denen der konventionellen Konzepte zu vergleichen, werden mit den ermittelten IRIS-Daten die Massen der Rohr- und Klimakanalnetze der einzelnen Systeme und Subsysteme berechnet. Diese überschlägige Berechnung berücksichtigt nur die Querschnittsflächen bzw. den Leitungsumfang und Leitungslängen. Die Rohrverbindungen wie Kupplungen bei Wasser-, Sauerstoff-, Feuerlöscher- und Zapfluftleitungen sowie Überlappungen der Klimarohrverbindungen werden nicht berücksichtigt, weil die Systemmodelle diese Daten nicht beinhalten. Einen relativ hohen Anteil an den Leitungsmassen hat bei Klima- und Zapfluftkanälen die Isolierung. Diese Isolierung wird bei der Berechnung berücksichtigt. Vernachlässigt werden jedoch Halterungen, Verklebung zwischen Kanal und Isolierung sowie deren Ummantelung mit weiteren Schutzmaterialien.

Im Systemmodell der Klimaanlage für das VELA2 Flugzeug sind folgende Leitungsquerschnitte verbaut worden:

- kreisförmige Querschnitte mit 15mm Isolierung
- elliptische Querschnitte mit 15mm Isolierung
- zusammengesetzte Pakete (Steigleitungen, Deckenkanäle) bestehend aus mehreren kreisförmigen Querschnitten die zusammen mit einer 15mm dicken Isolierung ummantelt sind.

Die Klimakanäle bestehen aus Faserverbundmaterial (Prepregs). Diese können, je nach erforderlicher Stabilität des Kanals, ein- oder mehrlagig aufgebaut sein. Für die Berechnung wird angenommen, dass alle Kanäle aus einer zweilagigen Prepreg-Schicht bestehen, da die Durchmesser der Leitungen relativ groß sind. Ein typischer Wert für die Wanddicke von Klimarohrleitungen ist 0,8mm. Für das spezifische Gewicht der Prepreg Lagen wird ein Wert von 550 g/m^2 vorgegeben. Für die aus Schaum bestehende Isolierung wird ein spezifisches Gewicht von 250 g/m^2 angenommen.

Da aus den IRIS-Systemmodellen die Außendurchmesser ausgelesen werden, muss für die Berechnung der Klimakanäle die Isolierschichtdicke abgezogen werden. Über den Umfang der Kernleitung und der Leitungslänge lässt sich die Leitungsoberfläche ermitteln. Diese Oberfläche wird mit dem spezifischen Gewicht der Prepreg-Lagen multipliziert, um die Klimakanalmasse zu bestimmen. Für die Berechnung der Schaumisolierung wird angenommen, dass diese beim Verkleben mit der Kernleitung auf der Innenseite gestaucht und auf der Außenseite gedehnt wird. Nach vorherigem Schema muss dann mit dem mittleren Umfang der Isolierschicht gerechnet werden. Die Berechnung der zusammengesetzten Flachkanäle erfolgt für die Kernleitungen nach gleicher Methode. Da das Paket insgesamt von

einer Isolierschicht ummantelt ist, wird zum mittleren Umfang einer Kernleitung das Maß der seitlichen geraden Strecken addiert.

Durch die große Zahl an verschiedenen Leitungsquerschnitten und Bauarten der Klimakanäle, werden die Berechnungen in Excel-Tabellen durchgeführt, die im Anhang G zu finden sind.

Die Berechnung der Leitungsgewichte für die Feuerlöschanlage, das Sauerstoffsystem und das Wasser-/Abwassersystem beruhen auf spezifischen Gewichtsangaben aus Standardtabellen für Rohrleitungen (ABS und NSA). Die Excel-Tabellen der Berechnung sind im Anhang G zu finden.

Nach (**Brightsurf 2003**) werden die Rohrleitungen des Zapfluftsystems im Airbus A380 aus reinem Titan und teilweise aus der Titanlegierung 15-3-3-3 gefertigt. Für die überschlägige Berechnung der VELA2 Zapfluftsysteme wird Titan mit einer Dichte von 4500 kg/m^3 als Referenzwerkstoff genutzt. Da die Rohrleitungsdurchmesser des VELA2 Zapfluftsystems größer als bei der A380 gewählt werden, wird eine Wanddicke von 1mm angenommen.

Da über den Werkstoff und die Bauweise der Zapfluftisolierungen keine Daten zur Verfügung stehen, wird für die überschlägige Berechnung der Isolierung das Produkt Excelflex© von der Firma ThermoDyne (**ThermoDyne 2001**) angenommen. Als Isolierschichtdicke wird aus dem Werkstoffdatenblatt $\frac{1}{2}$ “ (9,525 mm) und eine Dichte von 16 lbs/ft^3 ($256,28 \text{ kg/m}^3$) gewählt. Die Berechnung erfolgt in einer Excel-Tabelle (Anhang G).

Die Ergebnisse für die Leitungsmassen der einzelnen Sub-Systeme und Systeme ist in der folgenden Tabelle aufgeführt. Gegenüber dem konventionellen Konzept sind besonders bei der Klimaanlage des alternativen Systemmodells Gewichtseinsparungen zu beobachten.

Tabelle 6.1 Vergleich der Leitungsmassen (konv. u. alt. Konzept)

Systemmodell	Masse [kg] konventionell	Masse [kg] alternativ	Masse [kg] Delta
ATA21-21	592,30	454,17	-138,13
ATA21-23	86,33	86,33	0,00
ATA21-26&21-29	22,53	23,99	1,46
ATA21-28	13,99	13,99	0,00
ATA21-50	23,62	15,12	-8,50
ATA21-55	6,73	20,75	14,02
ATA21-61	9,96	12,16	2,20
ATA21-62	64,02	72,01	7,98
ATA21-63	35,92	23,93	-11,99
ATA21	855,41	722,45	-132,96
ATA26-23	9,75	9,75	0,00
ATA35	157,99	159,08	1,09
ATA36	415,38	406,57	-8,81
ATA38	172,08	173,43	1,35

Total [kg]: 1610,61 1471,28 -139,33

Beim alternativen Systemmodell entfallen die Steigleitungen für die Frischluftverteilung und dafür werden die, vom Querschnitt her kleineren Rezirkulationsluftleitungen installiert. Da die Frischluftzufuhr zum „Avionics Compartment“ im Unterflur und dem Frachtraum beim alternativen Systemmodell über Fallleitungen erfolgt, sind bei Leitungen der Systemmodelle ATA21-26&ATA21-29 und ATA21-62 leichte Massenzuwächse zu erkennen. Jedoch wird durch den Wegfall der Steigleitung zur Versorgung der Besatzungsruheräume ein erheblicher Massenanteil eingespart. Nachteilig wirkt sich die lange Zulaufleitung der Notfallluftversorgung und des Niederdruckbodenanschlusses beim alternativen Systemkonzept aus. Durch die Positionierung der Mischeinheit im Kabinendachbereich müssen etwas längere Leitungen beim ATA21-61, dem „Trim Air System“ in Kauf genommen werden. Neben dem etwas besseren Verlauf der Zulaufleitung zwischen AGU und Mixing-Unit beim alternativen Konzept kann hier etwas Leitungsmasse eingespart werden.

Beim Feuerlöschsystem gibt es nur ein Systemmodell und dadurch keine Änderung bezüglich der Leitungen. Die Sauerstoffleitungen beim alternativen Modell müssen nur leicht modifiziert werden, um an den Mischereinheiten im Kabinendachbereich vorbeigeführt zu werden. Daher ist auch hier wenig Änderung bei den Leitungsmassen zu sehen. Beim alternativen Zapflußsystem ist ebenfalls eine Masseneinsparung möglich gewesen, weil bei den Leitungslängen im Flügelwurzelbereich vom großen Verbindungsleitungsdurchmesser auf den kleineren Durchmesser für das OBOGS reduziert werden konnte. Beim alternativen Systemmodell für das Wasser- und Abwassersystem hat sich eine leichte Massenerhöhung durch die Positionierung der Frischwassertanks im linken Unterflurbereich ergeben. Diese Massenerhöhung beruht auf den etwas längeren Anschlussleitungen zur Bedientafel des Frischwassersystems. Die folgenden Diagramme veranschaulichen abschließend die Leitungsmassenanteile der unterschiedlichen Kabinensysteme am Gesamtleitungsmassenanteil der beiden untersuchten Konzepte.

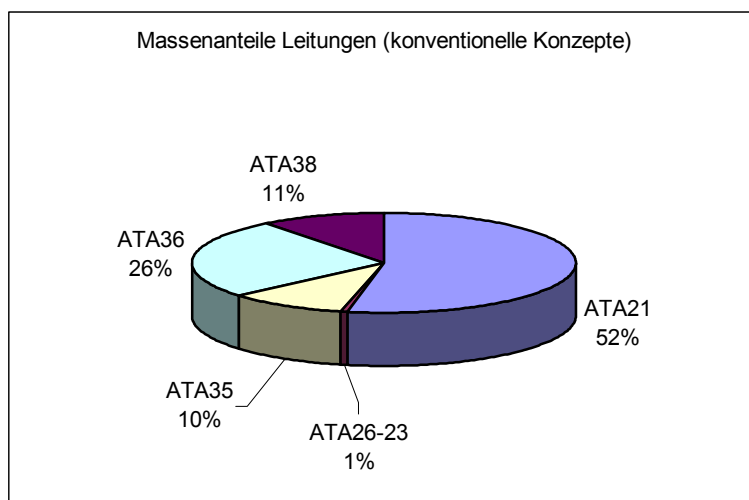


Bild 6.2 Anteil Systemleitungen an Gesamtleitungsmasse (konventionell)

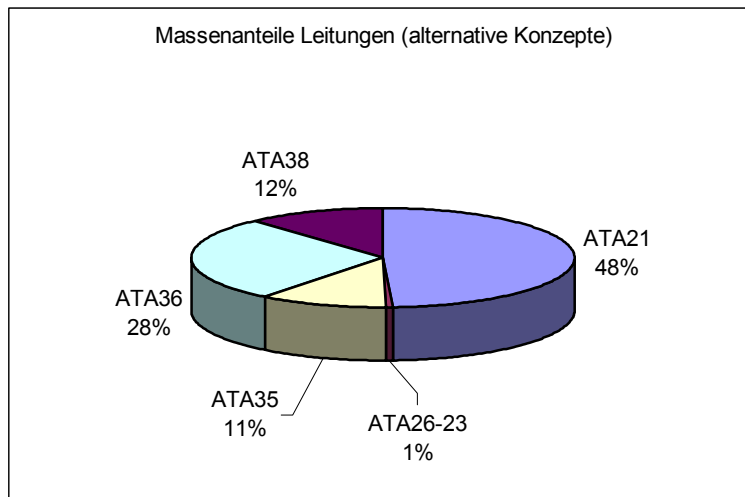


Bild 6.3 Anteil Systemleitungen an Gesamtleitungsmasse (alternativ)

Anhand des eingesparten Leitungsmassenanteils von 139,33 kg beim alternativen Konzept und unter Berücksichtigung, dass beim konventionellen Konzept mit den Mischeinheiten im Unterflur, die Integration der Zulaufleitung zu wahrscheinlich nicht lösbaren Problemen führen wird, gilt das alternative Konzept insgesamt als die bessere Lösung dieser Untersuchung.

7 Zusammenfassung

Die Positionierung der Luftaufbereitungseinheiten und der Mischeinheiten innerhalb der VELA2 Struktur kann als die schwierigste Aufgabe mit dem größten Einfluss auf andere Systeme betrachtet werden. Die voluminösen Klimarohrleitungen die an die Mischereinheiten angeschlossen werden, füllen den verfügbaren Bauraum schnell auf. Die Problematik der Rezirkulationsluftabfuhr in den mittleren Kabinenbereichen, vor allem in den Bereichen über den Fahrwerksschächten muss im Detail weiter untersucht werden. Für die Integration der Luftaufbereitungseinheiten wird es erforderlich sein genauere Informationen über deren Auslegung zu bekommen. Anhand der erstellten Systemmodelle lässt sich erkennen, dass die Leitungen zwischen Luftaufbereitungseinheit und Mischereinheit „AGU discharge ducts“ zu den am schwierigsten zu installierenden Bauteilen der VELA2 Klimaanlage gehören. Bei genauerer Kenntnis über alternative Abmaße der „Klima-Packs“ sind Einbauuntersuchung im vorderen oberen Rumpfbereich interessant. Wenn sich die „Klima-Packs“ in die Druckhülle integrieren lassen, können die Mischeinheiten neben den Luftaufbereitungseinheiten angeordnet werden. Von dieser Position aus sind die Leitungswege zum „Avionics Compartment“, „Crew Rest Compartment“, Cockpit und Frachtraum kurz. Die Verteilung zu den Kabinentemperaturzonen kann wie beim alternativen VELA2 Klimaanlagekonzept über der Kabinendecke erfolgen. Bei den in dieser Arbeit untersuchten Kabinensystemen hat sich

das System der Klimaanlage, und hier besonders das System ATA21-21 der Luftverteilung, als einflussreiches System bezüglich Einsparung von Leitungsmassen herausgestellt.

Bei der Installation der Feuerüberwachungssysteme im Kabinen und Frachtraumbereich sind keine kritischen Probleme aufgetreten. Dieses System hat wenige Komponenten und ist daher leicht zu integrieren. Hier besteht kaum Potential für Verbesserung.

Das Sauerstoffsystem ist zu diesem frühen Zeitpunkt der Untersuchung leicht zu integrieren. Die Wechselwirkungen werden erst mit der Integration der elektrischen Leitungen auftreten. Für die Integration von Kabeln kann anhand der erstellten Systemmodelle nur eine ungefähre Abschätzung über deren Installation innerhalb des VELA2 Flugzeuges erfolgen. Es ist aber sehr wahrscheinlich den verfügbaren Bauraum im Deckenbereich zu nutzen. Dieser Bauraum bietet sich an für die Installation von Stromversorgungskomponenten „secondary power distribution boxes“ oder „video control center“.

Das Zapfluftsystem kann als konservatives System vom Standpunkt der Integrationsuntersuchung bezeichnet werden. Es gibt wenig Geräte innerhalb des Systems. Die Wechselwirkungen mit anderen Systemen werden bei der Integration des Hydrauliksystems geben. Diese beiden Systeme beanspruchen die gleichen Bauräume und es gilt die beiden Medien heiße Luft und Hydraulikflüssigkeit voneinander zu trennen. Beim VELA2 Flugzeug muss die Zugänglichkeit der Bodenanschlüsse genauer untersucht werden. Beim derzeitigen Entwicklungsstand sind sämtliche Anschlüsse und „Service Panel“ schlecht erreichbar.

Dies kommt auch beim Wasser- und Abwassersystem zum tragen, da die „Service Panel“ dieser Systeme sehr häufig genutzt werden müssen. Beim VELA2 Wasser- und Abwassersystem müssen die Bereiche um die Fahrwerksschächte als kritisch eingestuft werden. Direkt über den Fahrwerksschächten sind viele Wasserverbraucher angeordnet. Gleichzeitig besteht in diesem Bereich die Gefahr von Kältebrücken und genau hier verlaufen die Wasser- und Abwasserrohre.

Literaturverzeichnis

- Airbus 2003** AIRBUS INDUSTRIE: *A380-800 ATA100 Index, Issue DEC 01/05*. Blagnac CEDEX, : Airbus Documentation Office, 2003
- Airbus 2004** AIRBUS INDUSTRIE: *VELA_RP0305582_v1, Issue 01 (Draft, VELA-AD-110-002)*. Hamburg, : Future Projects Office, 2004
- Airbus 2005** AIRBUS S.A.S.: *A380 Airplane Characteristics For Airport Planning AC, Issue Mar 05*. Blagnac CEDEX , 2005. – <http://www.airbus.com> (2005-11-29)
- AP2288** AIRBUS INDUSTRIE: *Requirements for System and Equipment Development*. Blagnac CEDEX, : Airbus Documentation Office, 2003
- ASL 1991** AIRCRAFT SERVICES LEMWERDER: *Ausbildungsunterlagen (nur für Trainingszwecke) Aircraft Maintenance Manual Boeing 747-200/-300 ATA21*. Lemwerder, : ASL Aircraft Services Lemwerder GmbH, 1991
- ATA 1994** AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Specification for Manufacturers Technical Data, ATA Specification 100*. Washington D.C., : ATA, 1994
- Brighsurf 2003** WWW.BRIGHTSURF.COM: *Airbus A380 Mega-liner- Weight Saving by Titanium*, 2003. – <http://brighsurf.com/news/june/03/DGM/news/062403.pdf> (2006-01-11)
- Carl 1995** CARL, Udo: *Skript FSTIII – Flugzeugsystemtechnik III – Klimaanlage*. Hamburg, : FST TU-Hamburg Harburg, 1995
- EADS CIMPA 2002** EADS CIMPA: *Präsentation – Training-Course J2*. Toulouse/Hamburg, : Abteilung EYDLT, EYDLD, 2002
- Elsevier 2005** JENKINSON, L., SIMPKIN, P., RHODES, D.: *Civil Jet Aircraft Design – Aircraft Data File*, 2005. – <http://books.elsevier.com/companions/034074152X/appendices/data-a/default.htm> (2005-12-11)

- Endesfelder 2005** ENDESFELDER, Mark: *Studienarbeit – Projekt Triebwerksintegration*. Hamburg, 2005. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/ArbeitenAbgegeben.html> (2005-08-13)
- Flightinternational 2003** FLIGHTINTERNATIONAL: *A380 Europe's giant*. Sutton, : Reed Business Information Ltd, 2003. – http://www.flightinternational.com_assets_getasset.aspx_itemid=9423.pdf (2005-12-14)
- Flug Revue 1996** FLUG REVUE: *Flug Revue Ausgabe 1/96 Seite 30, 31*. Stuttgart, : Vereinigte Motor-Verlage GmbH & Co. KG, 1996
- Heinrich 2004** HEINRICH, Hans-Jürgen: *Vortrag Wasser und Abwassersysteme – Praxis Seminar Luftfahrt*. Hamburg, : Airbus Deutschland (ECYS), 2004. – <http://hamburg.dgfr.de> (2005-30-10)
- Herold 2004** HEROLD, Gerd: *Innere Medizin*. Köln : Dr. med. Gerd Herold Arzt für Innere Medizin/Arbeitsmedizin, Bernhard-Falk-Strasse 27, 50737 Köln., 2004
- JAA 1997** JOINT AVIATION AUTHORITIES: *JAR-25 Large Aeroplanes*. : Reed Westward Digital Limited, 1997. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/vorschriftens/JAR-25.pdf> (2005-10-15)
- Karlsson, Wollenweber 1997** KARLSSON, K. UND WOLLENWEBER U.: *Präsentation - Dreiphasenströmung in Vakuum-Toilettensystemen*. Gauting, : AOA Apparatebau Gauting GmbH, 1997
- Kallmeyer 2000** KALLMEYER, Jürgen: *Diplomarbeit - Wissensmanagement im Entwicklungsprozess der Flugzeugsysteme Grundlagen und Anwendungen*, 2000. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextKallmeyerDipl.pdf> (2005-10-12)
- Lufthansa 1997** DEUTSCHE LUFTHANSA: *Lufthansa Report – Klima an Bord – Fliegen mit sauberer Luft*. Frankfurt/Main, : Deutsche Lufthansa AG Presse- und Öffentlichkeitsarbeit, 1997

- Lufthansa 2004** DEUTSCHE LUFTHANSA: *Lufthansa Technik News – Vorbereitung auf A380 – Wissenspool bei Lufthansa Technik, Seite 12*. Hamburg, : Lufthansa Technik AG Presse- und Öffentlichkeitsarbeit, 2004
- Muser 1997** MUSER, Dieter: *Präsentation - Water- und Wastesysteme im Modernen Flugzeugbau*, Karlsfeld: MAN Technologie AG, 1997
- Schmitz 2004** SCHMITZ, GERHARD: *Präsentation – Flugzeugklimatisierung*. Hamburg, : Technische Thermodynamik TU-Hamburg Harburg, 2004
- Scholz 2005_a** SCHOLZ, Dieter: *Skript AFS – Auslegung von Flugzeugsystemen*, 2005. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/MaterialAFS.html> (2005-08-16)
- Scholz 2005_b** SCHOLZ, Dieter: *Aircraft Systems – A Description of the Airbus A321*, A321-26.pdf 2005. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/MaterialFS.html> (2005-05-12)
- Scholz 2005_c** SCHOLZ, Dieter: *Aircraft Systems – Lecture Notes*, FS-Notes-ATA35.pdf 2005. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/MaterialFS.html> (2005-05-12)
- Scholz 2005_d** SCHOLZ, Dieter: *Aircraft Systems – Lecture Notes*, FS-Notes-ATA36.pdf 2005. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/MaterialFS.html> (2005-05-12)
- Scholz 2005_e** SCHOLZ, Dieter: *Aircraft Systems – Lecture Notes*, FS-Notes-ATA38.pdf 2005. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/MaterialFS.html> (2005-05-12)
- Silbernagel,
Agamemnon 2000** SILBERNAGEL, Stefan und AGAMEMNON, Despopoulos: *Taschenatlas der Physiologie.*: Thiemeverlag 5. Auflage, 2000
- Maier-Witt,
Mainusch 2005** MAIER-WITT, Joachim und MAINUSCH, Sebastian: *Skript - Systeme in VIP-Flugzeugen*, 2005. – <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/materialVIPs/...> (2005-12-11)

- Seehafer 2003** SEEHAFER, Norbert: *A380 Maintenance in Design – Advanced Technologies and Maintenance – Praxis Seminar Luftfahrt*. Hamburg, : Airbus Deutschland, 2003. – <http://hamburg.dglr.de> (2005-30-10)
- ThermoDyne 2001** WWW.THERMODYNE1.COM: *Excelflex® Microporous Insulation*, 2001. – <http://www.thermodyne1.com/aerospace/excelfelx.pdf> (2006-01-11)
- Torenbeek 1976** TORENBEEK, Egbert: *Synthesis of subsonic airplane design*. Rotterdam : Nijgh-Wolters-Noordhoff Universitaire Uitgevers B.V., 1976
- Zysk 2005** ZYSK, Oliver: *Einsatz von Anforderungsmanagement in der Luftfahrtindustrie*. Hamburg : Quality Park Aviation Center GmbH, Heins-Sass-Weg 36, 21129 Hamburg, 2005
- Ansprechpartner**
- PT** TESTAS, Pascal: *System Installation Requirement Dossier (A380)*., Airbus Deutschland GmbH, Kreetslag 10, D-21129 Hamburg, Abteilung EYDL-D System Layout Integration, Haus 23, Telefon 040 743 80722

Anhang A Anforderungen

A.1 Anforderungen ATA21

A.1.1 Zertifizierungsanforderungen ATA 21

Die folgenden Anforderungen müssen für die Zertifizierung einer Flugzeugklimaanlage erfüllt werden:

JAR 25.561 (c)

Equipment, cargo in the passenger compartment and other large masses must be positioned so that if they break loose they will be unlikely to - (1) Cause direct injury to occupants; (2) Penetrate fuel tanks or lines or cause fire or explosion hazard by damage to adjacent systems; or (3) Nullify any of the escape facilities provided for use after an emergency landing. When such positioning is not practical (e.g. fuselage mounted engines or auxiliary power units) each such item of mass shall be restrained under all loads up to those specified in JAR 25.561 (b).] [If the local attachments for these items are subject to severe wear and tear, these attachments should be designed to withstand 1.33 times the specified loads. (See ACJ 25.561(c).)

Bei der Installation von Geräten im Kabinenbereich müssen diese Geräte so installiert sein, dass sie (1) keine Verletzungen der Insassen verursachen. (2) keine Kraftstofftanks und Kraftstoffleitungen oder entsprechende Feuer- und Explosionsgefährdete Systeme beschädigen (3) keine Fluchtwege oder Notfallsysteme behindern. Wenn die Befestigungsstruktur solcher Geräte starker Abnutzung unterworfen ist, muss diese dem 1.33 fachen der spezifizierten Lasten nach (ACJ 25.561(c)) ausgelegt werden.

JAR 25.831 Ventilation (a)

Each passenger and crew compartment must be ventilated and each crew compartment must have enough fresh air (but not less than 10 cubic ft per minute per crew member) to enable crew members to perform their duties without undue discomfort or fatigue. (See ACJ 25.831 (a).)

Alle Bereiche in denen Passagiere und Besatzungsmitglieder untergebracht sind müssen mit einer ausreichenden Menge Luft versorgt werden. Es gilt für den normalen Betrieb der Klimaanlage einen Mindestwert von 10 cuft/min pro Besatzungsmitglied zu liefern, damit diese ihren Dienst ohne Einschränkung und ohne Ermüdungserscheinungen verrichten können. Dieses entspricht ungefähr 0.6 lb/min pro Passagier. Heutige Flugzeugklimaanlagen werden mit einem Wert von 1 lb/min pro Passagier ausgelegt.

JAR 25.831 Ventilation (b)

Crew and passenger compartment air must be free from harmful or hazardous concentrations of gases or vapours. In meeting this requirement, the following apply: (1) Carbon monoxide concentrations in excess of one part in 20 000 parts of air are considered hazardous. For test purposes, any acceptable carbon monoxide detection method may be used. (2) Carbon dioxide in excess of 3% by volume (sea-level equivalent) is considered hazardous in the case of crew members. Higher concentrations of carbon dioxide may be allowed in crew compartments if appropriate protective breathing equipment is available.

In Besatzungs- und Passagierbereiche dürfen keine schädlichen oder gefährlichen Gas- oder Dampfkonzentrationen auftreten. Beim erfüllen dieser Anforderung gilt folgendes: (1) Kohlenmonoxidkonzentrationen über einem Wert von 1/20000 Luftteilchen werden als

gefährlich betrachtet. Für Testzwecke kann jede Art von Kohlenmonoxidmessung genutzt werden. (3) Kohlendioxid mit einem Wert ab drei Volumenprozenten (bezogen auf Meereshöhe) gilt für die Besatzung als gefährlich. Höhere Kohlendioxidkonzentrationen sind in Besatzungsräumen zulässig wenn Atemschutzgeräte zur Verfügung stehen.

JAR 25.831 Ventilation (c)

There must be provisions made to ensure that the conditions prescribed in sub-paragraph (b) of this paragraph are met after reasonably probable failures or malfunctioning of the ventilating, heating, pressurisation or other systems and equipment. (See ACJ 25.831 (c).)

Es müssen Vorkehrungen getroffen werden, dass im Falle einer Fehlfunktion der Klimaanlage mit den Geräten zur Belüftung, Heizung und Druckregelung die unter Paragraph (b) genannten Anforderungen erfüllt werden können.

Bei heutigen Flugzeugklimaanlagen liegen die Werte der Mindestfrischluftzufuhr bei 3.1 l/s (0.4 lb/min) pro Person. Die Zufuhr von Rezirkulationsluft ist dabei ausgeschlossen.

JAR 25.831 Ventilation (d)

If accumulation of hazardous quantities of smoke in the cockpit area is reasonably probable, smoke evacuation must be readily accomplished, starting with full pressurisation and without depressurising beyond safe limits.

Im Falle der gefährlichen Rauchentwicklung in Flugdeckbereich, muss dieser Rauch mittels Abluftsystem sofort evakuiert werden können. Dabei wird der Flugdeckbereich zunächst mit maximalem zulässigen Druck beaufschlagt und dann innerhalb der Druckgrenzwerte entlüftet. Der Rauch muss dadurch abgeführt werden können.

JAR 25.831 Ventilation (e)

Except as provided in sub-paragraph (f) of this paragraph, means must be provided to enable the occupants of the following compartments and areas to control the temperature and quantity of ventilating air supplied to their compartment or area independently of the temperature and quantity of air supplied to other compartments and areas: (1) The flight-crew compartment. (2) Crew-member compartments and areas other than the flight-crew compartment unless the crew-member compartment or area is ventilated by air interchange with other compartments or areas under all operating conditions.

Diese Anforderung muss erfüllt werden, wenn Paragraph (f) nicht zutrifft. Den Personen in den folgenden Bereichen muss es ermöglicht werden die Lufttemperatur und Luftmenge in ihrer Umgebung, unabhängig von anderen Bereichen, regeln zu können: (1) Flugdeck „flight-crew compartment“, (2) Räume für Besatzungsmitglieder „crew-member compartments“ und zusätzliche Bereiche, es sei denn zwischen diesen zusätzlichen Bereichen findet ein Luftaustausch mit anderen Zonen statt, die unter allen Betriebszuständen mit Luft versorgt werden können.

JAR 25.831 Ventilation (f)

Means to enable the flight crew to control the temperature and quantity of ventilating air supplied to the flight-crew compartment independently of the temperature and quantity of ventilating air supplied to other compartments are not required if all of the following conditions are met: (1) The total volume of the flight-crew and passenger compartments is 800 cubic ft or less. (2) The air inlets and passages for air to flow between flight-crew and passenger compartments are arranged to provide compartment temperatures within 5°F of each other and adequate ventilation to

occupants in both compartments. (3) The temperature and ventilation controls are accessible to the flight crew.

Die Temperatur- und Luftmengenregelung ist nicht erforderlich wenn die folgenden Punkte erfüllt werden: (1) Das zu versorgende Volumen von Flugdeck und Passagierbereich ist kleiner oder gleich 800 cuft. (2) Die Verbindung zwischen Flugdeck und Passagierbereich ermöglichen einen Luftaustausch und damit eine Temperaturanpassung innerhalb einer Grenze von 5°F sowie eine ausreichende Belüftung für Personen in beiden Bereichen. (3) Die Temperatur- und Belüftungsregelung ist für die Cockpitbesatzung zugänglich.

JAR 25.841 Pressurised cabins (a)

Pressurised cabins and compartments to be occupied must be equipped to provide a cabin pressure altitude of not more than 8000 ft at the maximum operating altitude of the aeroplane under normal operating conditions. If certification for operation over 25 000 ft is requested, the aeroplane must be able to maintain a cabin pressure altitude of not more than 15 000 ft in the event of any reasonably probable failure or malfunction in the pressurisation system.

Druckkabinen und andere besetzte Bereiche müssen so ausgerüstet sein, dass sie kontinuierlich einen Kabinendruck von 8000 ft bis zur Dienstgipfelhöhe des Flugzeuges, unter normalen Betriebsbedingungen halten können und diesen Wert nicht überschreiten. Wenn das Flugzeug in Höhe größer als 25000 ft betrieben werden soll, darf die Kabinenhöhe 15000 ft nicht überschreiten. Dieses muss auch bei Fehlfunktionen oder Ausfällen innerhalb des Drucksystems gewährleistet werden.

JAR 25.841 Pressurised cabins (b)

Pressurised cabins must have at least the following valves, controls, and indicators for controlling cabin pressure: (1) Two pressure relief valves to automatically limit the positive pressure differential to a predetermined value at the maximum rate of flow delivered by the pressure source. The combined capacity of the relief valve must be large enough so that the failure of any one valve would not cause an appreciable rise in the pressure differential. The pressure differential is positive when the internal pressure is greater than the external. (2) Two reverse pressure differential relief valves (or their equivalents) to automatically prevent a negative pressure differential that would damage the structure. One valve is enough, however, if it is of a design that reasonably precludes its malfunctioning. (3) A means by which the pressure differential can be rapidly equalised. (4) An automatic or manual regulator for controlling the intake or exhaust airflow, or both, for maintaining the required internal pressures and airflow rates. (5) Instruments at the pilot or flight engineer station to show the pressure differential, the cabin pressure altitude, and the rate of change of the cabin pressure altitude. (6) Warning indication at the pilot or flight engineer station to indicate when the safe or pre-set pressure differential and cabin pressure altitude limits are exceeded. Appropriate warning markings on the cabin pressure differential indicator meet the warning requirement for pressure differential limits and an aural or visual signal (in addition to cabin altitude indicating means) meets the warning requirement for cabin pressure altitude limits if it warns the flight crew when the cabin pressure altitude exceeds 10 000 ft. (7) A warning placard at the pilot or flight engineer station if the structure is not designed for pressure differentials up to the maximum relief valve setting in combination with landing loads. (8) The pressure sensors necessary to meet the requirements of sub-paragraphs (b)(5) and (b)(6) of this paragraph and JAR 25.1447 (c), must be located and the sensing system designed so that, in the event of loss of cabin pressure in any passenger or crew compartment (including upper and lower lobe galleys), the warning and automatic presentation devices, required by those provisions, will be actuated without any delay that would significantly increase the hazards resulting from decompression.

Flugzeuge mit Druckkabinen müssen mindestens mit folgenden Geräten und Bauteilen ausgerüstet sein:

Tabelle 0.1 Erforderliche Geräte und Bauteile bei Flugzeugen mit Druckkabine

Gerät	Anzahl	Funktion
Druckbegrenzungsventile „pressure relief valve“	2	automatische Begrenzung des positiven Differenzdrucks. Die maximale mögliche Durchflussrate dieser Ventile ist abhängig von der gelieferten Luftmenge der Druckluftquelle. Die Kapazität der Druckbegrenzungsventile muss groß genug sein, dass bei der Fehlfunktion eines Ventils der Differenzdruck einen gewissen Wert nicht überschreitet.
Negativdruckbegrenzungsventil „reverse differential relief valve“	2 (1)	Automatische Begrenzung des negativen Differenzdrucks, um die Struktur des Flugzeugs zu schützen. Wenn nachgewiesen werden kann, dass das Ventil nicht ausfällt, genügt die Installation eines Negativdruckbegrenzungsventils.
Druckregelventil(e)	1	Schnelles angleichen von Kabinendruck und Umgebungsdruck (Abbau des Differenzdrucks)
Druckregler (automatisch oder manuell)	1	Regelung der einströmenden und/oder ausströmenden Luftmenge, um einen vorgegebenen Kabinendruck einzustellen.
Anzeigeinstrumente	1	Anzeige von Druckdifferenzwert, Kabinenhöhe und Kabinendruckänderung für die Piloten (und Flugingenieur)
Warninstrumente	1	Akustische und visuelle Warnhinweise für Piloten (und Flugingenieur) wenn der Kabinendruck voreingestellte und sichere Werte erreicht und überschreitet. Der maximale Wert für die kritische Kabinenhöhe liegt bei 10000 ft.
Hinweisschild „cabin differential pressure and landing loads“	1	Wenn die Flugzeugstruktur nicht für einen maximalen Differenzdruck, der größer ist als die maximale Durchflussrate des Druckbegrenzungsventils, und dem gleichzeitigem Lastfall der Landung ausgelegt ist, muss ein entsprechendes Warnschild für den Piloten (und Flugingenieur) im Cockpit installiert sein.
Drucksensor „altitude pressure switch“	1	Der Drucksensor zeigt den Kabinendruck an. Der Drucksensor muss so konstruiert und positioniert sein, dass im Falle eines Druckabfalls eine sofortige Anzeige und Warnung im Cockpit erfolgt. Weiterhin muss das Sauerstoffnotfallsystem (JAR25.1449 (c)) ohne Verzögerung seine Funktion erfüllen können.

JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (a)

Equipment containing high energy rotors must meet sub-paragraph (b), (c) or (d) of this paragraph.

Die Zulassungsanforderungen JAR25.1461 (a) bis (d) kommen bei der Expansionskühlanlage zum tragen, da die Turbinen- Kompressoreinheit "air cycle machine" (ACM) Drehzahlen von bis zu 60000 1/min erreichen kann.

JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (b)

High energy rotors contained in equipment must be able to withstand damage caused by malfunctions, vibration, abnormal speeds, and abnormal temperatures. In addition - (1) Auxiliary rotor cases must be able to contain damage caused by the failure of high energy rotor blades; and (2) Equipment control devices, systems, and instrumentation must reasonably ensure that no operating limitations affecting the integrity of high energy rotors will be exceeded in service.

Geräte mit schnell drehenden Bauteilen (Rotoren) müssen im Falle von Fehlfunktionen, Vibrationen, zu hohen Drehzahlen und Temperaturen außerhalb der Grenzbereiche eine ausreichende Stabilität nachweisen. (1) Die Rotorgehäuse müssen beim Ablösen von Rotorschaukeln den Schadensbereich abgrenzen können. (2) Steuergeräte und -Systeme

müssen so ausgelegt sein, dass vorgegebene Betriebsgrenzen im Einsatz des Gerätes nicht überschritten werden.

JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (c)

It must be shown by test that equipment containing high energy rotors can contain any failure of a high energy rotor that occurs at the highest speed obtainable with the normal speed control devices inoperative.

Beim Ausfall der Drehzahlregelung muss nachgewiesen werden, dass das Gerät auch bei Überdrehzahlen funktionsfähig bleibt.

JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (d)

Equipment containing high energy rotors must be located where rotor failure will neither endanger the occupants nor adversely affect continued safe flight.

Geräte, die hochdrehende Rotoren enthalten müssen so positioniert werden, dass im Falle einer Fehlfunktion weder Personen, noch der sichere Weiterflug gefährdet werden.

A.1.2 Funktionale Anforderungen ATA 21

Die folgenden funktionalen Anforderungen müssen von einer Flugzeugklimaanlage erfüllt werden.

F-0006

The accumulation of condense water within the duct system shall not lead to maintenance action, like drain / inspection tasks.

Die Ansammlung von Kondenswasser innerhalb des Klimarohrsystems darf nicht zu Wartungsarbeiten wie z.B. Entwässern führen. Hauptrohrleitungen müssen ohne Gefälle und ohne Tiefpunkte, an denen sich Wasser ansammeln würde, installiert werden.

F-0007

In order to decrease heat losses and to avoid water condensation effects, it is necessary to use an appropriate thermal insulation for the fresh air ducting.

Um Wärmeverluste und Kondenswasserbildung zu vermindern, muss eine geeignete Isolierung der Frischluftleitungen erfolgen.

F-0008

The fresh air duct insulation shall be provided by using foam with a minimum thickness of 15mm.

Die Frischluftisolierung soll durch eine 15mm dicke Schaumschicht erfolgen.

Für ATA21-20:

F-0001

To control the temperature of each zone, it is necessary to use compartment temperature sensors, at least one (1) in each zone.

Um die Temperatur jeder Zone zu regeln, ist es erforderlich in jedem Bereich mindestens einen Temperaturfühler vorzusehen.

F-0002

Each supply duct connected with the mixer unit will be equipped with an ice grid to stop or crush possible ice particulates coming from the mixer unit.

Alle von der Mischeinheit kommenden Frischluftkanäle werden mit einem Eisschutzgitter ausgerüstet, um mögliche Eispartikel zu stoppen oder zu zerkleinern.

F-0003

Each supply duct connected with the mixer unit will be equipped with a single-hole restrictor to calibrate the flow in each duct.

Alle von der Mischeinheit kommenden Frischluftkanäle werden mit einer Messblende ausgerüstet, um den Luftstrom im jeweiligen Kanal einstellen zu können.

F-0004

It is important to respect an order to install the following elements : First comes the ice grid, then the trim air, the restrictor, then the pressure port and finally the temperature sensor to avoid any disturbances on the measures.

Bei der Installation ist es wichtig die aufgeführte Reihenfolge einzuhalten: Nach dem Anschluss der Frischluftleitung an der Mischeinheit kommt zuerst das Eisschutzgitter, dann der Heißluftanschlusspunkt, dann der Drucktestanschluss und schließlich der Temperaturfühler, um die Messergebnisse nicht zu verfälschen.

F-0005

All ducts and equipment are installed in the pressurized part of the fuselage.

Alle Klimarohrleitungen und Geräte (des ATA21-20 und ATA21-63) sind im Druckbeaufschlagtem Bereich des Rumpfes installiert.

F-0010

Connecting duct parts have to be insulated by an additional insulation sleeve consisting of 2 glass wool layers of insulation.

Verbindungen zwischen zwei Klimakanälen müssen durch zusätzliche Isolierungen, die aus zwei Glasswollschichten bestehen, ummantelt sein.

F-0011

The filter elements must be installed such that any kind of liquids due to leakages and condensing water cannot impact on the filter elements.

Die Filterelemente sind so zu installieren, dass diese nicht durch Flüssigkeiten, die durch Leckage oder Kondenswasser entstehen, getroffen werden können.

F-0012

The diameter of each branch shall be in conjunction with the expected air flow.

Der Durchmesser eines jeden Klimakanalzweiges muss für den entsprechenden Luftmassenstrom ausgelegt sein.

Für ATA21-21:

F-0009

The mixer unit shall be insulated using 2 Layers of glass wool insulation.

Die Mischeinheit soll mit einer zweilagigen Glasswollschicht isoliert sein.

Für ATA21-23:

F-0013

The CAX negative relief valve (NRV) shall be fixed upstream of the partition of the dropper ducting.

Das Rückschlagventil des Abluftsystems soll stromaufwärts, oberhalb der Falleitungen installiert sein.

F-0014

The venturi shall be installed in the FWD and AFT bilge area. The venturi shall be installed in an angle of 45deg to the skin structure. The opening shall be orientated backwards.

Die Auslassdüsen (Venturi) sollen in der vorderen und hinteren Bilge installiert werden. Die Auslassdüsen sollen in einem 45°-Winkel zur Flugzeugaußenhaut installiert werden. Die Auslassrichtung soll rückwärts gelegen sein.

F-0015

All CAX ducts shall be made of fiber-reinforced material and without insulation.

Alle Abluftleitungen sollen aus Glasfaserverstärktem Kunststoff und ohne Isolierung gefertigt sein.

F-0016

All G&T Indiv Air duct shall be made of fiber-reinforced material and with insulation.

Alle Küchen- und Toilettenabluftleitungen sowie die Leitung der Einzelbelüftung sollen aus Glasfaserverstärktem Kunststoff und ohne Isolierung gefertigt sein.

F-0017

All necessary bends shall have an inner radius of the respective duct diameter.

Bei alle erforderlichen Biegeradien soll der innere Radius (mindestens) dem Abluftkanaldurchmesser entsprechen.

F-0018

Lavatories, temperature housings, SPDBs shall be connected to the CAX system using flexible hoses.

Toilettenräume, Temperaturfühlergehäuse und Verteilergehäuse der elektrischen Stromversorgung "secondary power distribution boxes" sollen mittels flexibler Schläuche an des Abluftsystem angeschlossen werden.

F-0019

The VCC shall be connected to the CAX system using flexible hoses. A separate line shall be installed where smoke detectors integrated.

Das "video control center" soll durch einen flexiblen Schlauch an das Abluftsystem angeschlossen werden. Dort wo Rauchmelder vorgesehen sind, müssen diese mit einer extra Leitung an das Abluftsystem angeschlossen werden.

Für ATA21-50:

F-0020

Two AGUs are installed on the aircraft. The system shall provide an adequate quantity of conditioned air to the pressurized fuselage for ventilation, temperature control and pressurization.

Zwei Luftaufbereitungseinheiten (AGUs) werden im Flugzeug installiert. Das System soll eine ausreichende Menge an aufbereiteter Luft zur Belüftung, Temperaturregelung und Druckregelung in den Druckbeaufschlagten Rumpf befördern.

F-0021

Each of the aircraft's two RAI doors shall be operated by one independent RAI actuator.

Jede einzelne Klappe in den zwei Stauluftkanälen (der Luftaufbereitungseinheiten) des Flugzeuges soll durch einen unabhängigen Stellzylinder betrieben werden.

F-0022

Each of the aircraft's four RAO doors shall be operated by a separate Ram Air actuator.

Jede einzelne Klappe in den vier Stauluftauslasskanälen (der Luftaufbereitungseinheiten) soll durch einen unabhängigen Stellzylinder betrieben werden.

F-0023

The RAI-Channel shall comprise a negative pressure valve to avoid a build up of negative pressure during ground operations the ACM's fans.

Der Staulufteinlaufkanal soll mit einem Negativdruck-Schutzventil ausgerüstet sein, um dort beim Bodenbetrieb mit dem „Fan“ der Turbinen-/Kompressoreinheit einen negativen Druck zu verhindern.

F-0025

The distance between the wing tank and any part of the outlet channel should not be less than 1100mm.

Der Mindestabstand zwischen allen Teilen des Stauluftauslasskanals und den Flügeltanks darf nicht weniger als 1100mm betragen.

F-0026

The minimum outlet channel bend radius should be 1D.

Der minimale Biegeradius des Stauluftauslasskanals soll gleich dem Kanaldurchmesser sein.

F-0027

The Ram Air Outlets shall be positioned parallel to the streamlines of the airflow under the wing.

Die Auslässe des Stauluftkanals sollen es ermöglichen die Stauluft an der Flügelunterseite parallel zur Anströmrichtung ausfließen zu lassen.

F-0029

The flow sensing venturi shall be installed into straight bleed distribution ducting because the measurement accuracy is strongly depending on the air velocity distribution at the sensing point.

Das Venturi-Rohr zur Messung des Luftstromes soll im Bereich eines geraden Rohrverlaufes installiert sein, da die Genauigkeit der Messung erheblich von der Geschwindigkeitsverteilung der Luft am Messpunkt abhängt.

F-0032

AGU shall be installed with a minimum inclination of 5 deg of the heat exchangers. The inclination of the heat exchanger ensures that free water within the ram air inlet channel (derived from the water spraying nozzles) will be extracted via the NACA inlet.

Die Luftaufbereitungseinheit soll so installiert werden, dass die Wärmetauscher mit einem Winkel von 5° in Richtung des Staulufteinlaufkanals geneigt sind. Damit soll sichergestellt werden, dass Eingesprühtes Wasser über den Einlaufkanal wieder abfließen kann.

A.1.3 Sicherheitsanforderungen ATA 21

Die folgenden Sicherheitsanforderungen müssen von einer Flugzeugklimaanlage erfüllt werden:

S-0001

Air conditioning sub-systems shall comply with the RTCA DO160 / ED14 crash safety classification B, when sub-system parts or equipment of the sub-system is installed in compartments or aircraft areas where components or equipment detached during emergency landing could present a hazard to occupants, fuel systems or emergency evacuation equipment.

Klimaanlagen und deren Sub-Systeme müssen die Anforderungen aus "RTCA DO160 / ED14 crash safety classification B" erfüllen, wenn Geräte in Bereichen des Flugzeugs installiert sind wo sich Insassen, Kraftstoffsysteme, Fluchtwege und Notfallgeräte befinden. Im Falle einer Notlandung dürfen die Geräte und Sub-Systeme der Klimaanlage keine Gefahr für die Insassen darstellen.

ATA21-50:

S-0002

If Air Conditioning Packs are installed in an area adjacent to fuel tanks, ventilations shall be provided in order to prevent build up of fuel vapour.

Wenn die Luftaufbereitungseinheiten neben Kraftstofftanks installiert sind ist eine Belüftung des Einbauraumes vorzusehen, um hier die Ansammlung von Kraftstoffdämpfen zu verhindern. Da die AGUs viel Abwärme erzeugen besteht sonst die Gefahr der Entzündung der Dämpfe.

S-0004

Each AGU shall be installed to avoid lightning direct strike effect on itself.

Jede Luftaufbereitungseinheit ist so zu installieren, dass sie nicht direkt von Blitzen getroffen wird.

S-0023

An air film cooling gap shall be installed at the back of the Ram Air to prevent the outlet air from creating hot spots on the aircraft skin beneath the wing tank.

Eine kühlende Luftschicht soll zwischen heißer ausströmender Stauluft und der unteren Flügelaußenhaut vorhanden sein, um heiße Bereiche unterhalb der Flügeltanks zu verhindern.

S-0024

The AGU discharge, conducting the conditioned air into the cabin air distribution, shall be aligned to the pre-mixer stage with a maximum duct bending of not more than 30 degree from the centerline. An increased discharge duct bend leads to duct icing, which possibly leads to "loss of total fresh air supply" (HAZARDOUS event).

Die Zulaufleitung von der Luftaufbereitungseinheit zum Vormischer soll mit einem maximalen Biegewinkel und einer Umlenkung von nicht mehr als 30° von der Rohrmittellinie konstruiert werden. Ein verkleinerter Biegeradius in der Zulaufleitung führt zu Eisansatz in der Leitung, was zum Verlust der Frischluftzufuhr führen kann. Die Auftrittswahrscheinlichkeit für diesen Vorfall darf nach JAR nur im Bereich zwischen 10^{-7} bis 10^{-9} pro Flugstunde liegen.

S-0025

The AGU discharge ducting (between ACM turbine outlet and ACKV inlet) shall be designed to avoid ice accretion.

Die Leitung zwischen Turbinen-/Kompressoreinheit und dem Rückschlagventil am Eingang zum Druckbeaufschlagtem Rumpfbereich ist so zu konstruieren, dass kein Eisansatz möglich ist (keine oder nur große Biegeradien, möglichst gerader Rohrverlauf).

ATA21-61:

S-0005

The trim air system shall not cause heat accumulation that exceed the allowed level of the environment. A ventilation of hot spots shall be established if necessary.

Das Heizluftsystem soll keine übermäßige Abwärme erzeugen, die das erlaubte Niveau der umgebenden Bereiche übersteigt. Eine Belüftung eventueller Heißbereiche muss, wenn erforderlich, sichergestellt werden.

S-0006

A leakage of a trim air duct or valve should have no hazardous effect on other systems or the structure.

Eine Leckage in den Heißluftleitungen darf andere Systeme oder Struktur nicht gefährden.

S-0007

If a trim duct leakage would have hazardous effects, this leakage shall be detectable (overheat detection) to command a shut off of the corresponding trim valves or TPRV.

Heißluftleitungen, die bei einer Leckage andere Systeme und Strukturbauteile gefährden, müssen mit Sensoren ausgerüstet sein, die eine Überhitzung anzeigen und es muss eine Abspernung der Leitung durch Ventile erfolgen.

A.1.4 Wartbarkeitsanforderungen ATA 21

Die folgenden Anforderungen bezüglich Wartung muss von einer Flugzeugklimaanlage erfüllt werden:

M-0001

Each cabin air supply branch must be equipped with a quick accessible single-hole restrictor for flow calibration.

Jeder Versorgungszweig der Kabinenfrischluftleitung muss mit einer schnell zugänglichen Messblende zur Kalibrierung ausgerüstet sein.

M-0002

Reasonable access to the Mixing Unit / Fans / Filter / Bypass Valves and Sensors shall be given through access-doors, or latched panels with quick releases.

Eine gute Zugänglichkeit zur Mischeinheit, Ventilatoren, Filtern, Umgehungsventilen und Sensoren soll durch entsprechende Türen und schnell zu öffnende Zugangsklappen gewährleistet werden.

M-0003

All access openings shall offer sufficient clearance to pass through the largest component and the required tools.

Alle Zugänge müssen ausreichend Platz zur Verfügung stellen, um die größten Komponenten und die erforderlichen Werkzeuge bewegen zu können.

M-0004

All ducts shall be designed for easy removal / reinstallation to ease required maintenance action at surrounding equipment, or repair.

Alle Klimaleitungen sollen so ausgelegt sein, dass ein schneller Ein- und Ausbau ermöglicht wird, um in der Nähe der Klimarohre befindliche Geräte einfach warten zu können. Durch das Volumen der Klimarohrleitungen ist es sehr wahrscheinlich, dass diese Leitungen öfter aus- und eingebaut werden müssen, um Geräte anderer Systeme erreichen zu können.

M-0005

All cabin air fans and filters shall be integrated that for accessibility / replacement reason no seats, cabin- or baggage compartment equipment must be removed before.

Alle Kabinenluftventilatoren und Filter müssen so installiert werden, dass aus Zugänglichkeits- und Austauschgründen vorher keine Sitze, Kabinenelemente oder Gepäckfächer ausgebaut werden müssen.

M-0006

Any overpressure protection aids at the Mixing Unit shall be visible installed.

Überdruckschutzhilfen an der Mischeinheit müssen gut sichtbar installiert sein.

M-0009

All filter elements shall be installed with a minimum access time using quick release fasteners or clips.

Alle Filter müssen mit schnell zu öffnenden Befestigungen versehen sein, um die Elemente in möglichst kurzer Zeit wechseln zu können.

M-0019

No other equipment shall be installed near of the air conditioning packs.

Keine anderen Geräte sollen in der Nähe der Luftaufbereitungseinheiten installiert sein. Damit soll der Zugang für die Wartung ermöglicht werden.

M-0020

Air-ducting shall be routed/ installed in a way that avoids water accumulation at points other than those provided with water drains.

Klimaleitungen sollen so installiert werden, dass außer an Stellen die mit einem Wasserablauf versehen sind, keine Kondenswasseransammlung auftritt.

M-0021

Air ducting shall be capable of being broken down into suitable lengths for pressure leakage checks in-situ, cleaning and replacement in the event of damage.

Die Klimarohrleitungen sollen, für Vorgänge wie Drucklecketest, Reinigung oder Austausch von Komponenten, in passende Längen zerlegt werden können. Üblicherweise werden Klimarohre in 2m lange Stücke unterteilt.

Für ATA21-21:

M-0007

Any overpressure protection aids at the Mixing Unit shall be visible installed.

An der Mischeinheit sollen gut sichtbare Hilfen angebracht sein, um einen Überdruck anzuzeigen.

Für ATA21-50:

M-0010

The FDAC shall be installed close or directly at the AGU equipment within the AGU bay.

Die Kontrolleinheit (FDAC) für die Luftaufbereitungseinheit (AGU) soll möglichst nahe an dieser positioniert sein.

M-0011

Any routing installation below the AGU shall be avoided. For installation and removal no other routing shall block the direct access to the AGU equipment.

Die Verlegung von Leitungen unterhalb der Luftaufbereitungseinheit soll vermieden werden, um die Zugänglichkeit zu dieser nicht zu blockieren.

M-0013

The Air Generation Unit shall be installed to allow removal / installation by means of standard ground maintenance tools, including hoisting.

Die Luftaufbereitungseinheit soll so installiert sein, dass diese mit Standardwerkzeugen und Hebe- und Senkvorrichtungen aus- und eingebaut werden kann.

M-0014

It shall be possible to clean the heat exchangers on aircraft without having to remove them.

Die Reinigung der Wärmetauscher der Luftaufbereitungseinheit muss im eingebauten Zustand möglich sein.

M-0015

Replacement of the heat shield brackets shall not require the defuelling of the center tank.

Der Austausch eines Hitzeschutzschildes zwischen Luftaufbereitungseinheit und Kraftstofftank muss ohne Entleeren des Tanks möglich sein.

M-0016

Leak detection loops replacement shall not require the removal of the corresponding air conditioning pack.

Der Austausch der Kabel des Leckageüberwachungssystems darf keinen Ausbau der Luftaufbereitungseinheit erfordern.

M-0023

It shall be possible to connect/disconnect ground supplies without endangering personnel from engine intake or jet efflux.

Es muss gewährleistet werden, dass der Anschluss von Leitungen der Bodengerätewagen an den entsprechenden Anschlusspunkten am Flugzeug keine Gefährdung des Bodenpersonals durch den Triebwerkseinlauf und Triebwerksauslass darstellen.

M-0047

The RAO-Channel should have a thermal insulation that limits the maximum surface touch temperature.

Der Stauluftauslasskanal soll mit einer thermischen Isolierung versehen werden, um die maximale Oberflächentemperatur zu begrenzen.

A.1.5 Umweltaforderungen ATA 21

Für ATA21-20:

E-0001

Noise from the mixing unit and due to the flow restrictors shall be attenuated by means of mufflers, which will be installed for each longitudinal duct.

Ummantelungen, die in jedem Längskanal vorgesehen sind sollen Lärm, der durch die Mischeinheit sowie Messblenden erzeugt wird, abschwächen.

E-0002

A silencer shall be integrated between LP-recirculation fan and recirculation filter.

Zwischen Niederdruckventilator und Rezirkulationsfilterelement muss ein Schalldämpfer installiert werden. Damit kann der durch die Klimaanlage erzeugt Lärm in der Kabine reduziert werden.

A.2 Anforderungen an die Feuerschutzanlage

A2.1 Zertifizierungsanforderungen ATA 26

JAR 25.851 Fire extinguishers (a)

[(a) Hand fire extinguishers. (See ACJ 25.851 (a).]

(1) The following minimum number of] hand fire extinguishers must be conveniently located and evenly distributed in passenger compartments. (See ACJ 25.851 (a)(1).):

<i>Passenger capacity</i>	<i>Number of extinguishers</i>
<i>7 to 30</i>	<i>1,</i>
<i>31 to 60</i>	<i>2,</i>
<i>61 to 200</i>	<i>3,</i>
<i>201 to 300</i>	<i>4,</i>
<i>301 to 400</i>	<i>5,</i>
<i>401 to 500</i>	<i>6,</i>
<i>501 to 600</i>	<i>7,</i>
<i>601 to 700</i>	<i>8.</i>

(2) At least one hand fire extinguisher must be conveniently located in the pilot compartment (see ACJ 25.851 (a)(2)).

(3) At least one readily accessible hand fire extinguisher must be available for use in each Class A or Class B cargo or baggage compartment and in each Class E cargo or baggage compartment that is accessible to crew members in flight.

(4) At least one hand fire extinguisher must be located in, or readily accessible for use in, each galley located above or below the passenger compartment.]

[(5)] Each hand fire extinguisher must be approved.

[(6) At least one of the required fire extinguishers located in the passenger compartment of an aeroplane with a passenger capacity of at least 31 and not more than 60, and at least two of the fire extinguishers located in the passenger compartment of an aeroplane with a passenger capacity of 61 or more must contain Halon 1211 (bromochlorodifluoromethane, CBrClF₂), or equivalent, as the extinguishing agent. The type of extinguishing agent used in any other extinguisher required by this paragraph must be appropriate for the kinds of fires likely to occur where used.

(7) The quantity of extinguishing agent used in each extinguisher required by this paragraph must be appropriate for the kinds of fires likely to occur where used.]

[(8)] Each extinguisher intended for use in a personnel compartment must be designed to minimise the hazard of toxic gas concentration.

Eine Anzahl von tragbaren Feuerlöschern muss entsprechend der Passagierzahlen nach obiger Tabelle im Bereich der Passagierkabine konventionell positioniert und gleichmäßig verteilt werden. Für die Flugzeugtypen A380-900 mit bis zu 840 Passagieren und VELA2 mit bis zu 1028 Passagieren gibt es nach obiger Tabelle noch keine festgelegten Zahlen. Anzunehmen sind bei 750 Passagieren neun tragbare Feuerlöscher und bei 1028 zwölf tragbare Feuerlöscher. (2) Mindestens ein Feuerlöscher muss im Flugdeckbereich positioniert sein. (3) Wenigstens ein leicht zugänglicher Handfeuerlöscher muss für die Nutzung in jedem Klasse A, Klasse B Fracht- oder Gepäckbereich und in jedem Klasse E Fracht- oder Gepäckbereich, der während des Fluges für Besatzungsmitglieder zugänglich ist, bereitgestellt werden. (4) Mindestens ein Feuerlöscher muss innerhalb oder leicht zugänglich in der Nähe einer Küche, die oberhalb oder unterhalb der Passagierkabine gelegen sein kann, bereitgestellt werden. [(5)] Jeder Handfeuerlöscher muss zugelassen sein. [(6) Mindestens einer der erforderlichen Feuerlöscher im Passagierbereich eines Flugzeugs mit einer Passagierkapazität von mindestens 31 und nicht mehr als 60, oder mindestens zwei der erforderlichen Feuerlöscher im Passagierbereich eines Flugzeugs mit einer Passagierkapazität von 61 oder mehr, müssen Halon 1211 (CBrClF₂), oder ein vergleichbares Feuerlöschmittel enthalten. Das

Feuerlöschmittel in den Handfeuerlöschern die unter diesem Paragraphen aufgeführt sind, muss für die wahrscheinlich auftretenden Feuerarten geeignet sein. Die Menge des Feuerlöschmittels in den Handfeuerlöschern die unter diesem Paragraphen aufgeführt sind, muss zum Löschen der auftretenden Feuer geeignet sein.] [(8)] Jeder Feuerlöscher der zum Gebrauch in einem mit Personen besetzten Raum verwendet werden soll, muss so ausgelegt sein, dass die Gefahr einer toxischen Gaskonzentration minimiert wird.

JAR 25.851 Fire extinguishers (b)

Built-in fire extinguishers. If a built-in fire extinguisher is provided - [(1) Each built in fire extinguishing system must] be installed so that - (i) No extinguishing agent likely to enter personnel compartments will be hazardous to the occupants; and (ii) No discharge of the extinguisher can cause structural damage. [(2) The capacity of each required built-in fire extinguishing system must be adequate for any fire likely to occur in the compartment where used, considering the volume of the compartment and the ventilation rate.]

Fest installierte Feuerlöscher. Wenn ein fest installierter Feuerlöscher vorgesehen ist - [(1) jedes fest installierte Feuerlöschsystem muss] so installiert sein, dass – (I) kein Feuerlöschmittel, dass in mit Personen besetzte Bereiche eindringt, den Insassen gefährlich werden kann; und (II) Die Entladung des Feuerlöschers keine Schäden an der Flugzeugstruktur verursacht. [(2) Die Kapazität des fest installierten Feuerlöschsystems muss alle im jeweiligen Bereich möglicherweise auftretenden Feuer, unter Berücksichtigung des Raumvolumens und der Durchlüftungsraten, bekämpfen können.

JAR 25.853 Compartment interiors

JAR 25.854 Lavatory fire protection (a)

For aeroplanes with a passenger capacity of 20 or more - (a) Each lavatory must be equipped with a smoke detector system or equivalent that provides a warning light in the cockpit, or provides a warning light or audible warning in the passenger cabin that would be readily detected by a flight attendant; and

Bei Flugzeugen mit einer Passagierkapazität von 20 oder mehr – (a) muss jeder Waschraum/jede Toilette mit einem Rauchmelder oder Ähnlichem ausgerüstet sein, womit ein Warnlicht im Cockpit oder ein Warnlicht und akustisches Signal im Passagierbereich erzeugt werden kann, damit die Flugbegleiter sofort über die Rauchwarnung informiert sind; und

JAR 25.854 Lavatory fire protection (b)

Each lavatory must be equipped with a built-in fire extinguisher for each disposal receptacle for towels, paper, or waste, located within the lavatory. The extinguisher must be designed to discharge automatically into each disposal receptacle upon occurrence of a fire in that receptacle.]

Jeder Waschraum/jede Toilette muss mit einem fest installierten Feuerlöscher, der den Brand im Entsorgungsbehälter für Handtücher, Papier oder Abfall löscht, ausgerüstet sein. Der Feuerlöscher muss so konstruiert sein, dass im Falle eines Feuers die Löschung automatisch im entsprechenden Entsorgungsbehälter durchgeführt wird.

JAR 25.855 Cargo or baggage compartments [(f)]

[(f)] There must be means to prevent cargo or baggage from interfering with the functioning of the fire protective features of the compartment.

Es muss durch geeignete Mittel gewährleistet werden, dass Fracht oder Gepäckstücke die Funktion der Feuerschutzanlage nicht beeinträchtigen.

JAR 25.855 Cargo or baggage compartments [(h)]

Flight tests must be conducted to show] compliance with the provisions of JAR 25.857 concerning - (1) Compartment accessibility; (2) The entry of hazardous quantities of smoke or extinguishing agent into compartments occupied by the crew or passengers; and (3) The dissipation of the extinguishing agent in Class C compartments. [(i) During the above tests, it must be shown] that no inadvertent operation of smoke or fire detectors in any compartment would occur as a [result of fire contained in any other compartment,] either during or after extinguishment, unless the extinguishing system floods each such compartment simultaneously.

Flugtests müssen durchgeführt werden, um zu zeigen] dass die Maßnahmen unter JAR 25.857 eingehalten werden, bezüglich – (1) Zugänglichkeit der Bereiche; (2) Das Eindringen von gefährlicher Mengen an Rauch oder Feuerlöschmittel in Bereiche, die von Besatzungsmitgliedern oder Passagieren besetzt sind; und (3) Die Verteilung des Feuerlöschmittels in Klasse C Bereiche. [(I) Während der oben erwähnten Tests, muss gezeigt werden] dass keine unbeabsichtigten Warnung der Rauchmelder im jeweiligen Bereichen auftritt als [Ergebnis eines Feuers in einem anderen Bereich,] weder während noch nach der Feuerlöschung, es sei denn das Feuerlöschsystem flutet alle Bereiche gleichzeitig mit dem Löschmittel.

JAR 25.857 Cargo compartment classification

JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (a)

If certification with cargo compartment fire detection provisions is requested, the following must be met for each cargo compartment with those provisions: The detection system must provide a visual indication to the flight crew within one minute after the start of a fire.

Bei der Zertifizierung eines Frachtraumfeuerüberwachungssystems müssen die Systeme in jedem einzelnen Frachtraum folgendes erfüllen: Nach dem Ausbruch eines Feuers muss das Überwachungssystem innerhalb einer Minute die Cockpitbesatzung durch ein optisches Signal warnen.

JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (b)

The system must be capable of detecting a fire at a temperature significantly below that at which the structural integrity of the aeroplane is substantially decreased.

Das System muss in der Lage sein ein Feuer bereits bei Temperaturen zu erkennen, die weit unter dem für die Struktur gefährlichen Temperaturbereich liegt.

JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (c)

There must be means to allow the crew to check in flight, the functioning of each fire detector circuit.

Während des Fluges muss die Besatzung einen Funktionstest der Schaltkreise, an denen die Rauchmelder angeschlossen sind, durchführen können.

JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (d)

The effectiveness of the detection system must be shown for all approved operating configurations and conditions.

Die Funktionsfähigkeit des Feuerüberwachungssystems muss für alle vorgesehenen Betriebszuständen und Umgebungsbedingungen getestet werden.

JAR 25.869 Fire protection: systems (c)

(See ACJ 25.869(c).) Oxygen equipment and lines must - (1) Not be located in any designated fire zone. (2) Be protected from heat that may be generated in, or escape from, any designated fire zone, and (3) Be installed so that escaping oxygen cannot cause ignition of grease, fluid, or vapour accumulations that are present in normal operation or as a result of failure or malfunction of any system.]

Sauerstoffgeräte und Sauerstoffleitungen dürfen/müssen – (1) nicht in Feuergefährdeten Bereichen verlegt werden. (2) vor auftretender Hitze in oder von Feuergefährdeten Bereichen geschützt werden, und (3) so installiert sein, dass austretender Sauerstoff sich nicht an Fett, Flüssigkeiten oder Dampfgemischen, die unter normalen Betriebszuständen oder durch Fehlfunktionen anderer Systeme auftreten, entzünden kann.

JAR 25.1197 Fire-extinguishing agents (a)

Fire-extinguishing agents must - (1) Be capable of extinguishing flames emanating from any burning of fluids or other combustible materials in the area protected by the fire extinguishing system; and (2) Have thermal stability over the temperature range likely to be experienced in the compartment in which they are stored.

Feuerlöschmittel müssen – (1) in der Lage sein Flammen von ausströmenden Flüssigkeiten oder anderer brennbarer Materialien im überwachten Raum zu löschen; und (2) bei einem Feuerausbruch eine thermische Stabilität, über den zu erwartenden Temperaturbereich im kontrollierten Raum, aufweisen.

JAR 25.1197 Fire-extinguishing agents (b)

If any toxic extinguishing agent is used, provisions must be made to prevent harmful concentrations of fluid or fluid vapours (from leakage during normal operation of the aeroplane or as a result of discharging the fire extinguisher on the ground or in flight) from entering any personnel compartment, even though a defect may exist in the extinguishing system. This must be shown by test except for built-in carbon dioxide fuselage compartment fire extinguishing systems for which - (1) Five pounds or less of carbon dioxide will be discharged, under established fire control procedures, into any fuselage compartment; or (2) There is protective breathing equipment for each flight-crew member on flight deck duty.

Wenn giftige Feuerlöschmittel genutzt werden, dann müssen Vorkehrungen getroffen werden, um Flüssigkeiten oder Flüssigdampf in schädlichen Konzentrationen (als Folge einer Leckage bei normalem Betriebszustand des Flugzeugs oder durch die Entleerung der Feuerlöscher am Boden oder im Flug) abzuhalten in andere mit Personen besetzte Bereiche zu strömen, auch dann wenn ein Fehler im Feuerlöschsystem auftritt. Dieses muss in einem Test nachgewiesen werden, außer bei fest installierten Kohlendioxid-Feuerlöschsystemen für Bereiche im Rumpf. Für diese Art von Feuerlöschsystem gilt – (1) Fünf Pfund oder weniger Kohlendioxid wird unter vorgegebenen Feuerlöschprozeduren in die Bereiche im Rumpf gesprüht; oder (2) Atemschutzgeräte für die im Cockpit arbeitende Besatzung sind vorhanden.

JAR 25.1199 Extinguishing agent containers (a)

Each extinguishing agent container must have a pressure relief to prevent bursting of the container by excessive internal pressures.

Jeder Feuerlöschbehälter muss mit einem Überdruckventil ausgerüstet sein, um im Falle eines Überdrucks im Behälter, diesen vor dem Zerplatzen zu schützen.

JAR 25.1199 Extinguishing agent containers (b)

The discharge end of each discharge line from a pressure relief connection must be located so that discharge of the fire extinguishing agent would not damage the aeroplane. The line must also be located or protected to prevent clogging caused by ice or other foreign matter.

Das Ende der Leitung die am Überdruckanschluss der Feuerlöschflaschen angeschlossen ist, muss so positioniert sein, dass Teile des Flugzeugs bei einer Entleerung der Flasche nicht beschädigt werden. Die Leitung muss so verlegt oder geschützt sein, dass diese nicht durch Eis oder andere Dinge verstopft werden kann.

JAR 25.1199 Extinguishing agent containers (c)

There must be a means for each fire extinguishing agent container to indicate that the container has discharged or that the charging pressure is below the established minimum necessary for proper functioning.

Für jeden Feuerlöschbehälter müssen Maßnahmen getroffen werden, um eine Entleerung oder einen Behälterdruck der unter dem erforderlichen Minimum liegt, anzuzeigen.

JAR 25.1199 Extinguishing agent containers (d)

The temperature of each container must be maintained, under intended operating conditions, to prevent the pressure in the container from - (1) Falling below that necessary to provide an adequate rate of discharge; or (2) Rising high enough to cause premature discharge.

Die Temperatur in jedem Feuerlöschbehälter muss auch unter andauerndem Betrieb konstant bleiben, um zu verhindern dass der Behälterdruck – (1) auf einen Wert absinkt der keine ausreichende Durchflussrate beim Entleeren gewährleistet; oder (2) auf einen Wert ansteigt der eine vorzeitige Entleerung verursacht.

JAR 25.1199 Extinguishing agent containers (e)

If a pyrotechnic capsule is used to discharge the extinguishing agent, each container must be installed so that temperature conditions will not cause hazardous deterioration of the pyrotechnic capsule.

Wenn eine pyrotechnische Kapsel zum Start der Entleerung des Feuerlöschmittels genutzt wird, dann muss jeder Feuerlöschbehälter so installiert sein, dass die Temperaturbedingungen zu keiner verminderten Funktionsweise der pyrotechnischen Kapsel führen.

A.2.2 Funktionale Anforderungen ATA 26

F-0034

Each duct-type smoke detector should acquire the extracted air perpendicularly to each other (as near as possible to 90° offset.)

Die Rauchmelder in Klimakanälen sollen von der Luft senkrecht angeströmt werden (ein Winkel von 90° sollte möglichst erreicht werden).

F-0035

Ventilation of the monitored avionics equipment must be operative in order for the smoke detector to be able to perform its intended function.

Die Belüftung der zu überwachenden Avionikgeräte muss aktiv sein, damit der Rauchmelder seine vorgesehene Funktion erfüllen kann.

F-0036

Smoke detectors shall not be installed below ducts or pipes carrying fluids or in zones where condensation risks may exist.

Rauchmelder dürfen nicht unter Klimakanälen (Kondenswasser) oder Flüssigkeiten führenden Rohrleitungen installiert werden oder in Bereichen in denen die Gefahr von Kondensation besteht.

Für ATA26-23:

F-0037

Avoid strain and twisting installation of the routings.

Umwegen und Biegungen in den Rohrleitungen des Feuerlöschsystems sollen vermieden werden.

A.2.3 Sicherheitsanforderungen ATA 26

S-0008

Design precautions shall be provided such that no failure mode of the particular risks can lead to the total loss of Smoke and Fire Detection capabilities in the following areas: FWD LDCC, Aft/Bulk LDCC.

Bei der Konstruktion soll berücksichtigt werden dass Treffer von abfliegenden Teilen (der Triebwerke oder Reifen) zu keinem Totalverlust der Feuerschutzanlage im vorderen und hinteren Frachtraumbereich führen.

Für ATA26-23:

S-0009

To ensure that the bottles will not be damaged by fragments from uncontained rotor failure, the bottles will be installed outside the area of a possible engine rotor disk disintegration.

Um zu gewährleisten, dass die Feuerlöschflaschen nicht durch abfliegende Triebwerksteile beschädigt werden, ist die Position der Flaschen außerhalb dieser Gefahrenzone zu wählen.

S-0010

The piping system for the FWD and AFT/BULK Cargo Compartment should be installed outside the area of a possible engine rotor disk disintegration.

Die Rohrleitungen für das Feuerlöschsystem des vorderen und hinteren Frachtraumbereichs sollen außerhalb der Gefahrenzone, der möglicherweise abfliegenden Triebwerksteile, verlaufen.

S-0011

The complete Piping System and the complete unit, especially the outlet valves, shall be free of contamination, grease and oil or other residues.

Das Rohrleitungssystem und die Komponenten der Feuerlöschanlage, vor allem die Auslassventile, sollen frei von Verunreinigungen, Fett, Öl und anderen Rückständen sein.

S-0012

For protection against overpressure caused by temperature rising, the bottles will be equipped with a safety relief valve.

Die Feuerlöschflaschen werden mit Sicherheitsventilen ausgerüstet, um die Flaschen bei Überdruck der durch Temperaturerhöhung verursacht werden kann zu schützen.

A.2.4 Wartbarkeitsanforderungen ATA 26

M-0025

Good accessibility must be ensured for servicing, checking, testing and removal/installation.

Die gute Zugänglichkeit für Wartungs-, Test-, Aus- und Einbauzwecke muss sichergestellt werden.

M-0026

For structure inspection and normal repairs disturbance of systems installations should be avoided.

Das System soll so eingebaut werden, dass Inspektionen an der Struktur und normale Wartungsarbeiten nicht behindert werden.

M-0027

When carrying out maintenance work on systems, disturbance of other systems should be avoided.

Bei Wartungsarbeiten an Systemen soll die Störung anderer Systeme möglichst vermieden werden.

Für ATA26-23:

M-0030

Components and installations design shall enable to achieve component change time targets as confirmed for A380.

Die Installation des Systems und der Komponenten soll so erfolgen, dass die Zeiten für Aus- und Einbau denen der A380 entsprechen.

M-0031

A good accessibility must be ensured for inspection, removal/installation, replacement, servicing and testing, for the complete system via normal access openings.

Eine gute Zugänglichkeit des ganzen Systems für Inspektion, Aus- und Einbau, Wartung und Tests soll durch übliche Zugangsöffnungen sichergestellt werden.

M-0034

The accessibility to system components shall be possible by removal of one (1) cargo lining panel.

Die Zugänglichkeit zu den Systemkomponenten soll durch die Entfernung nur einer Frachtraumwandverkleidung möglich sein.

A.2.5 Umwelanforderungen ATA 26

E-0034

The equipment should not be exposed to the following fluids: fuels, hydraulic fluid, greases, drinks.

Die Geräte sollen den folgenden Flüssigkeiten nicht ausgesetzt sein: Kraftstoff, Hydraulikflüssigkeit, Fett und Getränken.

A.3 Anforderungen an das Sauerstoffsystem

A.3.1 Zertifizierungsanforderungen ATA 35

JAR 25.1439 Protective breathing equipment (a)

Protective breathing equipment must be installed for use of appropriate crew members. Such equipment must be located so as to be available for use in compartments accessible in flight.

Atemschutzgeräte müssen für den Gebrauch durch die entsprechenden Besatzungsmitglieder installiert sein. Diese Geräte müssen in den während des Fluges zugänglichen Bereichen für den Gebrauch leicht zu finden sein.

JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (a)

When oxygen equipment is installed the equipment must meet the requirements of this paragraph and of applicable sub-paragraphs of JAR 25.1443 to JAR 25.1453. The number of occupants to be provided with oxygen and the duration of the supplies is defined by the National Operational Regulations.

Wenn Sauerstoffgeräte installiert sind, dann müssen die Anforderungen dieses Paragraphen und der gültigen Unterparagraphen JAR 25.1443 bis JAR 25.1453 angewandt werden. Die Anzahl der mit Sauerstoff zu versorgenden Insassen und die Versorgungsdauer sind in den nationalen Zulassungsrichtlinien definiert.

JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (b)

The oxygen system must be free from hazards it itself, in its method of operation, and in its effect upon other components. (See ACJ 25.1441 (b).)

Das Sauerstoffsystem muss so ausgelegt sein, dass sein Betrieb zu keinen gefährlichen Fehlfunktionen innerhalb des Systems führt und dass keine negativen Auswirkungen auf andere Komponenten geschehen.

JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (c)

Except with regard to chemically generated oxygen, there must be a means to allow the crew to readily determine, during flight, the quantity of oxygen available in each source of supply. (See ACJ 25.1441 (c).)

Außer beim chemischen Sauerstoffsystem müssen Vorkehrungen getroffen werden, die der Besatzung während des Fluges eine einfache Ermittlung der noch verfügbaren Sauerstoffmenge in jedem Bevorratungsbehälter erlauben.

JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (d)

The oxygen flow rate and the oxygen equipment for aeroplanes for which certification for operation above 40 000 ft is requested must be approved. (See ACJ 25.1441 (d).)

Die Sauerstoffdurchflussrate und die Sauerstoffgeräte von Flugzeugen, deren Zulassung für den Betrieb über 40000 ft erfolgen soll, müssen zugelassen sein.

JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (a)

If continuous flow equipment is installed for use by flight-crew members, the minimum mass flow of supplemental oxygen required for each crew member may not be less than the flow required to maintain, during inspiration, a mean tracheal oxygen partial pressure of 149 mmHg when breathing 15 litres per minute, BTPS, and with a maximum tidal volume of 700 cc with a constant time interval between respirations.

Wenn von Besatzungsmitgliedern Sauerstoffgeräte mit kontinuierlicher Versorgung genutzt werden, dann darf der minimale Massenstrom des ergänzenden Sauerstoffs für jedes Besatzungsmitglied nicht kleiner sein als der notwendige Massenstrom beim Einatmen, welcher einen mittleren Sauerstoffpartialdruck von 149 mmHg in der Luftröhre beim Atmen von 15 Litern pro Minute, BTPS, entspricht und ein maximales Atemzugvolumen von 700 Kubikzentimetern bei einem konstanten Zeitintervall zwischen der Atmung gewährleistet. Die Sollwerte sind auf Körperbedingungen bezogen „body temperature, pressure, saturated“ (BTPS) nach (**Herold 2004** Seite 275).

JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (b)

If demand equipment is installed for use by flight-crew members, the minimum mass flow of supplemental oxygen required for each crew member may not be less than the flow required to maintain, during inspiration, a mean tracheal oxygen partial pressure of 122 mmHg, up to and including a cabin pressure altitude of 35 000 ft, and 95% oxygen between cabin pressure altitudes of 35 000 and 40 000 ft, when breathing 20 litres per minute BTPS. In addition, there must be means to allow the crew to use undiluted oxygen at their discretion.

Wenn von Besatzungsmitgliedern Sauerstoffgeräte mit angepasster Versorgung (on demand) genutzt werden, dann darf der minimale Massenstrom des ergänzenden Sauerstoffs für jedes Besatzungsmitglied nicht kleiner sein als der notwendige Massenstrom beim Einatmen, welcher einen mittleren Sauerstoffpartialdruck von 122 mmHg in der Luftröhre beim Atmen von 20 Litern pro Minute, BTPS, bis einschließlich einer Kabinenhöhe von 35000 ft und 95% Sauerstoff zwischen Kabinenhöhen von 35000 ft bis 40000 ft, entspricht. Zusätzlich muss die Besatzung die Möglichkeit haben den Sauerstoff nach eigenem Ermessen unverdünnt zu atmen.

JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (c)

For passengers and cabin attendants, the minimum mass flow of supplemental oxygen required for each person at various cabin pressure altitudes may not be less than the flow required to maintain, during inspiration and while using the oxygen equipment (including masks) provided, the following mean tracheal oxygen partial pressures: (1) At cabin pressure altitudes above 10 000 ft up to and including 18 500 ft, a mean tracheal oxygen partial pressure of 100 mmHg when breathing 15 litres per minute, BTPS, and with a tidal volume of 700 cc with a constant time interval between respirations. (2) At cabin pressure altitudes above 18 500 ft up to and including 40 000 ft, a mean tracheal oxygen partial pressure of 83,8 mmHg when breathing 30 litres per minute, BTPS, and with a tidal volume of 1100 cc with a constant time interval between respirations.

Der ergänzenden Sauerstoff für Passagiere und Flugbegleiter darf bei unterschiedlichen Kabinendruckhöhen und während der Nutzung der Sauerstoffmasken die notwendigen

Massenströmen beim Einatmen der folgenden mittleren Sauerstoffpartialdrücken nicht unterschreiten: (1) Bei Kabinendruckhöhen von 10000 ft bis einschließlich 18500 ft einen mittleren Sauerstoffpartialdruck von 100 mmHg in der Luftröhre beim Atmen von 15 Litern pro Minute, BTPS, und ein maximales Atemzugvolumen von 700 Kubikzentimetern bei einem konstanten Zeitintervall zwischen der Atmung. (2) Bei Kabinendruckhöhen von 18500 ft bis einschließlich 40000 ft einen mittleren Sauerstoffpartialdruck von 83,8 mmHg in der Luftröhre beim Atmen von 30 Litern pro Minute, BTPS, und ein maximales Atemzugvolumen von 1100 Kubikzentimetern bei einem konstanten Zeitintervall zwischen der Atmung.

JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (d)

If first-aid oxygen equipment is installed, the minimum mass flow of oxygen to each user may not be less than 4 litres per minute, STPD. However, there may be a means to decrease this flow to not less than 2 litres per minute, STPD, at any cabin altitude. The quantity of oxygen required is based upon an average flow rate of 3 litres per minute per person for whom first-aid oxygen is required.

Wenn Sauerstoffgeräte für Erste-Hilfe-Maßnahmen installiert sind, dann darf der Massenstrom für jeden Nutzer 4 Liter pro Minute nicht unterschreiten, STPD. Jedoch können Vorkehrungen getroffen werden, um diesen Massenstrom bei anderen Kabinehöhen auf 2 Liter pro Minute zu verringern, STPD. Die Menge an erforderlichen Sauerstoff für zu versorgende Personen basiert auf einer durchschnittlichen Rate von 3 Litern pro Minute. Die Sollwerte sind auf Standardwerte bezogen „standard temperature pressure saturated“ (STPD) nach (**Silbernagel und Agamemnon 2000** Seite 112).

JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (e)

If portable oxygen equipment is installed for use by crew members, the minimum mass flow of supplemental oxygen is the same as specified in sub-paragraph (a) or (b) of this paragraph, whichever is applicable.

Wenn für Besatzungsmitglieder tragbare Sauerstoffgeräte installiert sind, dann entsprechen die minimalen Massenströme des ergänzenden Sauerstoffs denen, die unter den jeweiligen anzuwendenden Unterparagraphen (a) oder (b) spezifiziert sind.

JAR 25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system (a)

When oxygen is supplied to both crew and passengers, the distribution system must be designed for either - (1) A source of supply for the flight crew on duty and a separate source for the passengers and other crew members; or (2) A common source of supply with means to separately reserve the minimum supply required by the flight crew on duty. (See ACJ 25.1445 (a)(2).) (3) Systems designed to comply with sub-paragraph (a)(1) or (a) (2) of this paragraph must be provided with means to isolate the distribution system from the supply source. (See ACJ 25.1445 (a)(3).)

Wenn jeweils Besatzung und Passagiere mit Sauerstoff versorgt werden, dann muss das Sauerstoffversorgungssystem entweder so ausgelegt sein dass – (1) eine Versorgungsquelle für die Cockpitbesatzung im Dienst und eine separate Versorgungsquelle für Passagiere und andere Besatzungsmitglieder vorhanden ist; oder (2) eine gemeinsame Versorgungsquelle die so ausgelegt ist, dass die minimale Sauerstoffreserve für die Diensthabende Cockpitbesatzung gewährleistet ist. (siehe auch ACJ 25.1445 (a) (2).). (3) Eine Systemauslegung nach den

Unterparagrafen (a) (1) oder (a) (2) erfordert Vorkehrungen, die es ermöglichen das Verteilungssystem von der Sauerstoffquelle zu isolieren. (siehe auch ACJ 25.1445 (a) (3).)

JAR 25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system (b)

Portable walk-around oxygen units of the continuous flow, diluter-demand, and straight demand kinds may be used to meet the crew or passenger breathing requirements.

Um die Anforderungen an das Sauerstoffsystem für Besatzung und Passagiere zu erfüllen, dürfen tragbare Sauerstoffgeräte folgender Bauarten genutzt werden: Atemgeräte mit konstanter Durchflussrate, mit einstellbarer und sich anpassender Sauerstoffrate und einer sich anpassenden Direktversorgung.

JAR 25.1447 Equipment standards for oxygen dispensing units (a)

If oxygen dispensing units are installed, the following apply: There must be an individual dispensing unit for each occupant for whom supplemental oxygen is to be supplied. Units must be designed to cover the nose and mouth and must be equipped with a suitable means to retain the unit in position on the face. Flight crew masks for supplemental oxygen must have provisions for the use of communication equipment.

Wenn Sauerstoffmasken installiert sind, dann gilt folgendes: Für jeden mit Sauerstoff zu versorgenden Insassen muss eine eigenen Maske installiert sein. Die Masken müssen so ausgelegt sein, dass sie Mund und Nase abdecken und nicht verrutschen. Die Masken für die Cockpitbesatzung müssen so ausgelegt sein, dass die Nutzung von Mikrofonen und Kopfhörer möglich ist.

JAR 25.1447 Equipment standards for oxygen dispensing units (b)

If certification for operation up to and including 25 000 ft is requested, an oxygen supply terminal, either a supply terminal with the unit of oxygen dispensing equipment already connected or a connection which ensures that the oxygen is immediately available, must be within easy reach of each crew member. For any other occupants the supply terminals and dispensing equipment must be located to allow use of oxygen as required by the applicable National Operational Regulations.

Wenn das Flugzeug für den Betrieb in Höhen bis einschließlich 25000 ft zugelassen werden soll, dann müssen für jedes Besatzungsmitglied im Cockpit einfach zu erreichende Sauerstoffversorgungsstation vorgesehen werden, an denen eine Sauerstoffmaske bereits angeschlossen oder schnell angeschlossen werden kann. Die Sauerstoffmasken für alle anderen Insassen müssen so installiert werden, wie es von den jeweils nationalen Zulassungsrichtlinien vorgeschrieben wird.

JAR 25.1447 Equipment standards for oxygen dispensing units (c)

Except as specified in National Operational Regulations, if certification for operation above 25 000 ft is requested, there must be oxygen dispensing equipment meeting the following requirements (see ACJ 25.1447(c)): (1) There must be an oxygen dispensing unit connected to oxygen supply terminals immediately available to each occupant, wherever seated. If certification for operation above 30 000 ft is requested, the dispensing units providing the required oxygen flow must be automatically presented to the occupants before the cabin pressure altitude exceeds 15 000 ft and the crew must be provided with a manual means to make the dispensing units immediately available in the event of failure of the automatic system. The total number of dispensing units and outlets must exceed the number of seats by at least 10%. The extra units must be as uniformly distributed throughout the cabin as practicable. (See ACJ 25.1447(c)(1).) (2) Each flight-crew member on flight deck duty must be provided with demand equipment. In addition, each flight-crew member must be provided with a quick-donning type of oxygen

dispensing unit, connected to an oxygen supply terminal, that is immediately available to him when seated at his station, and this is designed and installed so that it (see ACJ 25.1447 (c)(2)) - (i) Can be placed on the face from its ready position, properly secured, sealed, and supplying oxygen upon demand, with one hand within 5 seconds and without disturbing eyeglasses or causing delay in proceeding with emergency duties; and (ii) Allows, while in place, the performance of normal communication functions. (3) There must be at least two outlets and units of dispensing equipment of a type similar to that required by sub-paragraph (c)(1) of this paragraph in all other compartments or work areas that may be occupied by passengers or crew members during flight, i.e. toilets, washrooms, galley work areas, etc. (4) Portable oxygen equipment must be immediately available for each cabin attendant. (See ACJ 25.1447 (c)(4).)

Wenn das Flugzeug für den Einsatz in Höhe größer als 25000 ft zugelassen werden soll, dann sind für die Sauerstoffmasken neben den jeweiligen nationalen Richtlinien auch folgende Anforderungen (siehe auch ACJ 25.1447 (c)) zu erfüllen: (1) Für alle Insassen müssen an jedem Platz sofort erreichbare und an das Versorgungssystem angeschlossenen Sauerstoffmasken installiert sein. Wenn das Flugzeug für den Betrieb in Höhe größer als 30000 ft zugelassen werden soll, dann müssen den Insassen die Sauerstoffmasken automatisch präsentiert werden bevor die Kabinendruckhöhe 15000 ft erreicht und der Besatzung muss es möglich sein die Sauerstoffmasken manuell zu bedienen, falls das automatische Sauerstoffsystem nicht funktioniert. Die Anzahl der Sauerstoffmasken muss der Anzahl der Sitze um mindestens 10% übersteigen. Die Anzahl der extra installierten Sauerstoffmasken muss möglichst gleichmäßig in der Kabine verteilt werden. (siehe auch ACJ 25.1447 (c) (1).) (2) Jedes Diensttuende Besatzungsmitglied im Cockpit muss mit einem sich anpassenden Sauerstoffgerät ausgerüstet sein. Zusätzlich muss jedes im Cockpit sitzende Besatzungsmitglied mit einer sich in seiner Nähe befindlicher, schnell aufsetzbaren Sauerstoffmaske ausgerüstet sein die so ausgelegt und installiert ist, dass sie (siehe ACJ 25.1447 (c) (2)) – (I) innerhalb von fünf Sekunden mit einer Hand richtig anliegend, dichtend und gesichert aufgesetzt werden kann und nach bedarf Sauerstoff liefert, ohne den Sitz einer Brille oder die Durchführung von Notfallmaßnahmen zu behindern; und (II) es erlaubt am Arbeitsplatz die Kommunikation ohne Einschränkung durchzuführen. (3) In allen Arbeitsbereichen oder Bereichen die während des Fluges von Passagieren oder Besatzungsmitgliedern besetzt sein können, z.B. Toiletten, Waschräume, Küchenbereiche usw. müssen mindestens zwei Sauerstoffmasken, die dem Typ und den Anforderungen von Paragraph (c) (1) entsprechen. (4) Tragbare Sauerstoffgeräte müssen für alle Flugbegleiter sofort verfügbar sein. (siehe auch ACJ 25.1447 (c) (4).)

JAR 25.1449 Means for determining use of oxygen

There must be a means to allow the crew to determine whether oxygen is being delivered to the dispensing equipment. (See ACJ 25.1449.)

Es müssen Vorkehrungen getroffen werden, die es der Besatzung ermöglichen zu prüfen, ob Sauerstoff an die Masken geliefert wird.

JAR 25.1450 Chemical oxygen generators (a)

(See ACJ 25.1450) For the purpose of this paragraph, a chemical oxygen generator is defined as a device which produces oxygen by chemical reaction.

(Siehe auch ACJ 25.1450) Zum Verständnis dieses Paragraphen: Ein chemischer Sauerstoffgenerator wird definiert als ein Geräte dass Sauerstoff durch eine chemische Reaktion produziert.

JAR 25.1450 Chemical oxygen generators (b)

Each chemical oxygen generator must be designed and installed in accordance with the following requirements: (1) Surface temperature developed by the generator during operation may not create a hazard to the aeroplane or to its occupants. (2) Means must be provided to relieve any internal pressure that may be hazardous.

Jeder chemische Sauerstoffgenerator muss in Übereinstimmung mit folgenden Anforderungen Konstruiert und Installiert werden: (1) Die Oberflächentemperatur die während des Betriebes eines chemischen Generators auftritt, darf keine Gefahr für das Flugzeug oder die Insassen darstellen. (2) Es müssen Maßnahmen getroffen werden, die einen gefährlichen Druckaufbau (im Generator) verhindern.

JAR 25.1450 Chemical oxygen generators (c)

In addition to meeting the requirements in sub-paragraph (b) of this paragraph, each portable chemical oxygen generator that is capable of sustained operation by successive replacement of a generator element must be placarded to show - (1) The rate of oxygen flow, in litres per minute; (2) The duration of oxygen flow, in minutes, for the replaceable generator element; and (3) A warning that the replaceable generator element may be hot, unless the element construction is such that the surface temperature cannot exceed 100°F.

Zusätzlich zu den unter Paragraph (b) genannten Anforderungen muss jeder tragbare chemische Sauerstoffgenerator für einen mehrmaligen Betrieb und den Wechsel des Generatorelements ausgelegt sein, welches gekennzeichnet sein muss und Aufschluss gibt über – (1) die Sauerstoffmenge in Litern pro Minute; (2) die Zeit des Sauerstoffflusses des installierten Generatorelements in Minuten; und (3) ein möglicherweise heißes Generatorelement es sei denn das Element ist so ausgelegt, dass dessen Oberflächentemperatur 100°F nicht überschreitet.

JAR 25.1451 [Removed]

JAR 25.1453 Protection of oxygen equipment from rupture (a)

(See ACJ 25.1453.) Each element of the system must have sufficient strength to withstand the maximum pressures and temperatures in combination with any externally applied load, arising from consideration of limit structural loads that may be acting on that part of the system in service.

(Siehe auch ACJ 25.1453) Jede Komponente des Systems muss ausreichend Stabil sein, um den maximalen Drücken und Temperaturen, überlagert mit im Einsatz auftretenden äußeren Lasten widerstehen zu können.

JAR 25.1453 Protection of oxygen equipment from rupture (b)

Oxygen pressure sources and pipe lines between the sources and shut-off means must be - (1) Protected from unsafe temperatures; and (2) Located where the probability and hazard of rupture in a crash landing are minimised.

Die Leitungen zwischen den unter Druck stehende Sauerstoffbehälter und den Abriegelungsventilen müssen – (1) gegen unsichere Temperaturen geschützt werden; und (2)

dort positioniert werden, wo die Gefahr der Beschädigung im Falle einer Bruchlandung minimal ist.

A.3.2 Funktionale Anforderungen ATA 35

F-0038

The altitude pressure switch is installed inside the pressurised fuselage.

Der Schalter für die Druckhöhe ist innerhalb des Druckbeaufschlagten Rumpfes installiert.

F-0039

The oxygen container assemblies are installed in the passenger service unit (PSU)-channel, in the lavatories, at the attendant stations, galley working areas, flight crew rest compartment.

Die Sauerstoffmaskenbehälter sind im Deckenkanal über den Passagieren, in den Waschräumen, an den Flugbegleitersitzen, Küchenbereichen und Besatzungsruheräumen installiert.

F-0040

In the overhead control panel in the cockpit are the system reset switch and the man on switch.

Der "Reset"-Schalter und der Manuelle Schalter für das Sauerstoffsystem sind im Cockpit im "overhead control panel" positioniert.

A.3.3 Sicherheitsanforderungen ATA 35

S-0013

All system components / pipework shall be separated from hydraulic pipes by a minimum of 12 inches, and from electrical wiring by a minimum of 6 inches.

Alle Sauerstoffsystemkomponenten und –Rohrleitungen sollen einen minimalen Abstand von 12 Inches zu Hydraulikleitungen und 6 Inches zu Elektrikleitungen einhalten.

S-0014

All pipework routed through engine burst zones should be routed wherever possible, on the opposite side of solid structure from where engine burst fragments would travel.

Alle Sauerstoffleitungen die durch den Gefahrenbereich von abfliegenden Triebwerksteilen führen, sollen wenn mögliche auf der dem Gefahrenbereich abgewandten Seite der Struktur verlaufen.

S-0015

All components which are directly in contact with oxygen must be designed, cleaned and packaged for oxygen use.

Alle Bauteile die in direktem Kontakt mit Sauerstoff stehen müssen entsprechend ausgelegt, gesäubert und verpackt sein.

A.3.4 Wartbarkeitsanforderungen ATA 35

M-0035

Access shall be optimised to the anticipated frequency of scheduled and unscheduled maintenance tasks. Quick access shall be made possible for all normal line maintenance tasks requiring LRU change and servicing.

Die Zugänglichkeit soll entsprechend der zu erwartenden geplanten und ungeplanten Wartungsaufgaben optimiert werden. Bei den vorgesehenen Wartungsaufgaben soll die schnelle Zugänglichkeit zu allen Austauschgeräten gewährleistet sein.

M-0036

Valves that can be over-ridden for MMEL purposes shall have an easily accessible manual override control.

Ventile, die aus Gründen der “master minimum equipment list” manuell überbrückt werden könne, sollen leicht zugänglich sein.

A.4 Anforderungen an das Zapfluftsystem

A.4.1 Zertifizierungsanforderungen ATA 36

JAR 25.1103 Air intake system ducts and air duct systems (a)

Not required for JAR-25..

Nicht erforderlich für JAR-25..

JAR 25.1103 Air intake system ducts and air duct systems (b)

Each air intake system must be - (1) Strong enough to prevent structural failure resulting from engine surging; and (2) Fire-resistant if it is in any fire zone for which a fire extinguishing system is required.

Jedes Zapfluft aufnehmende System muss – (1) Stabil genug sein um strukturellen Beschädigungen durch Belastungen durch Druckluftstöße vom Triebwerk zu verhindern; und (2) Resistent gegen Feuer sein, wenn es sich in einer entsprechenden Zone in der ein Feuerlöschsystem vorgeschrieben ist befindet.

JAR 25.1103 Air intake system ducts and air duct systems (c)

Each duct connected to components between which relative motion could exist must have means for flexibility.

Jeder Luftkanal, der zwei Bauteile verbindet, zwischen denen eine Relativbewegung stattfinden kann, muss von seiner Bauweise her flexibel ausgelegt sein.

JAR 25.1103 Air intake system ducts and air duct systems (d)

For bleed air systems no hazard may result if a duct rupture or failure occurs at any point between the engine port and the aeroplane unit served by the bleed air. (See ACJ 25.1103 (d).)

Für das Zapfluftsystem gilt, dass es im Falle einer Leitungsbeschädigung oder eines Fehlers an einem Punkt zwischen Triebwerkszapfluftanschluss und Verbrauchern im Flugzeug, zu keiner weiteren Gefährdung (des Flugzeugs) kommen darf.

JAR 25.1438 Pressurisation and low pressure pneumatic systems

Pneumatic systems (ducting and components) served by bleed air, such as engine bleed air, air conditioning, pressurisation, engine starting and hot-air ice-protection systems, which are essential for the safe operation of the aeroplane or whose failure may adversely affect any essential or critical part of the aeroplane or the safety of the occupants, must be so designed and installed as to comply the JAR 25.1309. In particular account must be taken of bursting or excessive leakage. (See ACJ 25.1438 paragraph 1 for strength and ACJ 25.1438 paragraph 2 for testing.)

Pneumatische Systeme (Leitungen und Komponenten), die mit Zapfluft beaufschlagt werden, wie Triebwerkszapfluftleitungen, Klimaleitungen, Druckleitungen, Triebwerksstarter und Eisschutzsysteme, die alle für den sicheren Betrieb des Flugzeugs notwendig sind oder deren Ausfall sich negativ auf unbedingt erforderliche oder kritische Teile des Flugzeuges oder die Sicherheit der Insassen auswirkt, müssen so ausgelegt und installiert sein, dass die Anforderungen aus Paragraph JAR 25.1309 erfüllt werden. Vor allem das Zerbrechen oder die übermäßige Leckage muss beachtet werden. (Siehe auch ACJ 25.1438 Paragraph 1 für Stabilität und ACJ 25.1438 Paragraph 2 für Testprozeduren).

A.4.2 Funktionale Anforderungen ATA 36

F-0033

The bleed air distribution ducting (ATA 36) shall have a dual connection interface (LH and RH of the ram air heat exchanger) to the AGU.

Die Leitungen des Zapfluftsystems (ATA36) sollen eine doppelte Schnittstelle (links und rechts zum Wärmetauscher) an der Luftaufbereitungseinheit haben.

F-0041

The APU – Isolation Valve shall be installed in the APU bleed air ducting.

Das APU-Absperrventil soll in der APU-Zapfluftleitung installiert sein.

F-0042

The APU – Isolation Valve shall be located as close as possible to the crossfeed duct.

Das APU-Absperrventil soll so Nah wie möglich zur Verbindungsleitung positioniert werden.

F-0043

The HP Ground Connector location shall comply with the aircraft ground handling requirements.

Der Hochdruckbodenanschluss soll die für den Bodenbetrieb notwendigen Anforderungen erfüllen.

F-0044

The distance between the HP Ground Connectors shall be adequate to use all of them simultaneously.

Der Abstand zwischen den einzelnen Hochdruckanschlüssen soll so ausgelegt sein, dass alle gleichzeitig genutzt werden können.

F-0045

The Center Crossfeed Valve shall not be located at the lowest point of the crossfeed ducting to avoid Center Crossfeed Valve Flap blockage due to ice accumulation.

Das Verbindungsventil darf nicht am tiefsten Punkt der Verbindungsleitung eingebaut sein, um eine Blockade der Ventilklappe durch Eisansatz zu verhindern.

F-0046

The Service Air tapping points shall not be located in the lower duct segment (4 to 8 o'clock position) to avoid condensate concentration close by the tapping point.

Die Anschlusspunkte für die Druckluftzufuhr zu anderen Systemen sollen nicht im unteren Luftkanalbereich (4 bis 8 Uhr-Position) gelegen sein, um dort die Ansammlung von Kondenswasser zu verhindern.

F-0047

The High Pressure Ground Connectors shall feed the HP Ground Supply air into the LH-side of the crossfeed duct. This architecture permits the start of Engine1 in case of APU bleed air ducting leakages.

Der Hochdruckbodenanschluss soll es ermöglichen die Luft direkt in die linke Seite der Verbindungsleitung zu befördern. Diese Auslegung des Systems ermöglicht den Start des Triebwerks Nr. 1 für den Fall dass die APU Zapfluffleitung ein Leck haben sollte.

F-0048

Provision for OBOGS tapping points and OBOGS supply ducts shall be foreseen.

Vorkehrungen für den Anschluss von OBOGS Leitungen sollen getroffen werden.

A.4.3 Sicherheitsanforderungen ATA 36

S-0003

Overheat & leak detection system shall be installed.

Ein Überwachungssystem für Überhitzung und Leckage muss installiert werden.

S-0016

The Service Valve shall be installed vertically (relative to ground) to ensure closing of the valve by gravity in case of failure of the spring-back.

Die Ventile für den Anschluss der Bodengeräte sollen senkrecht (bezogen auf den Boden) installiert werden, damit beim Versagen der Schließfeder die Ventilklappe durch das Eigengewicht schließt.

S-0017

The separation between the pneumatic ducting and other systems, in particular hydraulic and fuel system components and routings, should be as great as possible. (1) to minimize the risk of fuel or hydraulic fluids entering into the duct insulation through the vent holes of the insulation. (2) to avoid fuel dropping onto hot pneumatic ducts and to minimize the thermal influence to hydraulic and fuel system components.

Die Abstände zwischen Druckluftleitungen und anderen Systemen, speziell zu Hydraulik- und Kraftstoffkomponenten und Leitungen, sollen so groß wie möglich gewählt werden. (1) Das Eindringen von Kraftstoff oder hydraulischen Flüssigkeiten durch Entlüftungslöcher in die Isolierung der Druckluftleitungen soll damit verhindert werden. (2) Das Tropfen von

Kraftstoff auf heiße Druckluftleitungen sowie die thermische Beeinflussung durch die Druckluftleitungen auf Hydraulik- und Kraftstoffkomponenten soll minimiert werden.

S-0018

The pneumatic ducting should be routed as far as possible above hydraulic or fuel pipes system components, if installed in the same envelope to avoid fuel dripping onto hot pneumatic ducts and to minimize the thermal influence to hydraulic and fuel system components.

Die Druckluftleitungen sollen, wenn sie sich in der Nähe von Hydraulik- und Kraftstoffleitungen und deren Komponenten befinden, über diesen entlang geführt werden, um den thermischen Einfluss auf Hydraulik- und Kraftstoffkomponenten zu minimieren sowie dass tropfen von Kraftstoff auf die heißen Druckluftleitungen zu verhindern.

S-0019

The pneumatic system installations shall provide sufficient distance from potential accumulations of hazardous fluids. (1) to avoid contact with hazardous fluids. (2) to avoid a potential self-ignition of these fluids.

Die Druckluftleitungen sollen so installiert werden, dass ein ausreichender Abstand zu möglichen Gefahrenbereichen durch sich ansammelnde aggressiven Flüssigkeiten eingehalten wird, (1) um den Kontakt zu diesen gefährlichen Flüssigkeiten zu verhindern. (2) um eine Selbstentzündung dieser Flüssigkeiten zu verhindern.

S-0020

The pneumatic system installations should be located in an adequate distance from heat sensitive structures such as bonded assemblies or CFRP structures. (1) to avoid deterioration of heat sensitive components under normal bleed air operation or in case of bleed air leakage or duct rupture.

Die Druckluftleitungen müssen so installiert werden, dass ein ausreichender Abstand zu hitzeempfindlichen Verbundwerkstoffen oder Kohlefaserstrukturen eingehalten wird. (1) um eine Verschlechterung der hitzeempfindlichen Komponenten unter normalen Betriebsbedingungen des Druckluftsystems oder im Fall eines Lecks oder Leitungsbeschädigung vorzubeugen.

S-0021

The installation of the APU ducting within the pressurized fuselage area must comply with passenger/crew safety requirements. Duct burst repercussions in cabin (e.g. glass wool air contamination) must be taken into account.

Die Installation der APU-Luftleitung innerhalb des Druckbeaufschlagten Rumpfes muss den Sicherheitsanforderungen für Passagiere und Besatzungen genügen. Die Auswirkungen einer Leitungsbeschädigung im Kabinenbereich mit Folgenden wie zum Beispiel Luftverunreinigung durch Glasswolle müssen berücksichtigt werden.

A.4.4 Wartbarkeitsanforderungen ATA 36

M-0037

The Center Crossfeed Valve and APU Isolation Valve manual override shall be easily accessible from the associated maintenance access panel.

Die manuelle Überbrückung des zentralen Verbindungsventils und des APU-Absperrventils müssen vom der jeweils dazugehörigen Zugangsklappe möglich sein.

M-0038

The HP-Ground Connector orientation shall be installed vertically (relative to ground) to minimize loads on HPGC's introduced by HP ground cart hose(s).

Um die Lasten am Stecker des Schlauches vom Bodengerätes zu minimieren soll der Hochdruckluftbodenanschluss senkrecht (bezogen auf den Boden) ausgerichtet sein.

M-0039

The Outboard Crossfeed Valve manual override shall be easily accessible from the associated maintenance access panel.

Die manuelle Überbrückung des weiter Außenbord gelegenen Verbindungsventils soll einfach von der zugehörigen Zugangsklappe erreichbar sein.

M-0040

LH – and RH – system equipment / components should be interchangeable as far as possible to minimize the number of different system components

Um die Anzahl unterschiedlicher Systemkomponenten zu minimieren sollen die rechts und links positionieren Geräte und Komponenten weitestgehend austauschbar sein.

M-0041

The installation of equipment / ducts, shall not complicate the inspectability of the surrounding structure.

Die Inspektion der Struktur soll durch die Installation von Geräten und Rohrleitungen (des ATA36) nicht beeinträchtigt werden.

M-0042

All ducts shall be designed for removal / reinstallation for inspection / repair purpose.

Alle Rohrleitungen müssen für Aus-, Einbau-, Prüf- und Reparaturzwecke ausgelegt sein.

A.5 Anforderungen an das Wasser- und Abwassersystem

A.5.1 Zulassungsanforderungen ATA 38

JAR 25X799 Water Systems

Water systems must not constitute a hazard to the aeroplane. (See ACJ 25X799.)

Die Wassersysteme dürfen keine Gefahr für das Flugzeug darstellen. (siehe auch ACJ 25X799.)

JAR 25.1455 Draining of fluids subject to freezing

If fluids subject to freezing may be drained overboard in flight or during ground operation, the drains must be designed and located to prevent the formation of hazardous quantities of ice on the aeroplane as a result of the drainage.

Wenn Wasser während des Fluges oder am Boden über Bord befördert werden soll, dann müssen die Entwässerungspunkte so ausgelegt und positioniert sein, dass die Entstehung gefährlicher Mengen Eis am Flugzeug verhindert wird.

A.5.2 Funktionale Anforderungen

F-0064

For any equipment located in cold areas the installation of heating devices and insulation shall be considered.

Für alle Geräte die in kalten Bereichen installiert sind müssen Heizgeräte und Isolierungen vorgesehen werden.

F-0065

Electrical heated water lines shall be insulated.

Elektrisch beheizte Wasserleitungen müssen isoliert werden.

F-0071

Water pockets, dirt traps and inaccessible spaces shall be avoided to exclude the growth of bacteria and vermin.

Um das Auftreten von Bakterien und Ungeziefer zu verhindern dürfen keine Wasseransammlungen an Tiefpunkten, Schmutzfallen und nicht zugängliche Bereiche entstehen.

F-0072

All surfaces, pipes and fittings that get in contact with waste water shall be formed with large radii in order to prevent the collection of dirt.

Alle Oberflächen, Rohrleitungen und Verbindungen die in Kontakt mit Wasser stehen soll mit möglichst großen Radien versehen werden, um die Ansammlung von Schmutz zu verhindern.

F-0073

The connection of all waste water sources connected to the Lavatory Waste Water System shall be above the self-drain and the backflow prevention device.

Die Verbindungen aller Schmutzwasserquellen der Toilette, die an das Abwassersystem angeschlossen werden sollen müssen vor dem Zwangsabfluss und dem Rückflussschutz positioniert werden.

Für ATA38-10:

F-0050

The Lavatory Potable Water System shall be self-drainable by gravity without residual water.

Das Frischwassersystem der Toiletten soll durch die Schwerkraft, ohne Spülwasser, entwässert werden.

F-0051

The Lavatory Potable Water System shall be completely isolated from the Lavatory Waste Water System and the Lavatory Toilet (Vacuum) System.

Das Frischwassersystem der Toiletten soll insgesamt vom Abwassersystem und Schmutzwasser (Vakuum) System isoliert sein.

F-0052

The Lavatory Potable Water System shall be fully disinfectable.

Das Frischwassersystem der Toiletten soll komplett desinfizierbar sein.

F-0053

In case of repeated freezing and de-freezing with residual water the Lavatory Potable Water System shall be free of any degradation of its function and performance (breaks, leakages etc.).

Das Frischwassersystem der Toilette darf sich, durch das sich wiederholende Einfrieren und Auftauen mit Spülwasser, in seiner Funktionsweise und Leistung (Ausfälle, Leckagen usw.) nicht verschlechtern.

F-0057

Water Filter will be installed optional (new type of water filter is envisaged); space provision shall be foreseen.

Platzhalter für optionale Wasserfilter (ein neuer Typ von Wasserfilter ist geplant) sollen vorgesehen werden.

F-0058

A Water faucet shall be installed in each Lavatory.

In jeder Toilette soll ein Wasserhahn installiert sein.

F-0059

A Water Heater shall be installed in each Lavatory.

In jeder Toilette soll ein Wasseraufheizter installiert sein.

F-0066

Self-venting devices shall be installed at the top position(s) of the piping of Lavatory Potable Water System.

An den höchsten Punkten des Frischwassersystems der Toiletten sollen automatische Entlüftungsventile installiert sein.

F-0067

All sections of the Lavatory Potable Water System (Pipes and hoses) shall be arranged with a continuous slope of at least 5% (3°) downward the draining direction in respect of the aircraft attitude on ground and the lavatory location.

Alle Bereiche des Frischwassersystems der Toiletten (Rohrleitungen und Schläuche) müssen so ausgelegt sein, dass, unter Beachtung der Lage des Flugzeugs am Boden und Lage der Toiletten, ein konstantes Gefälle von mindestens 5% (3°) in Abflussrichtung realisiert wird.

F-0068

Sections of the Lavatory Potable Water System with filtered water shall not be drained back through the water filter. For these sections other draining paths shall be foreseen (e.g. filter bypass with check valve).

Für Bereiche des Frischwassersystems in denen Wasserfilter installiert sind, soll beim Entwässern ein rückwärtiger Durchfluss der Filter verhindert werden. Für diese Bereiche sollen andere Entwässerungswege (zum Beispiel Umfließen des Filters mit einem Rückschlagventil) vorgesehen werden.

Für ATA38-31:

F-0055

The components of the Lavatory Toilet (Vacuum) System shall be designed to enable passing of lavatory waste introduced in a waste receptacle from the waste receptacle to the interface with the A/C Toilet (Vacuum) System.

Die Komponenten des Vakuumbewassersystems der Toilette sollen so ausgelegt sein, dass Abfall, der in das Becken der Toilette geworfen wird, bis zur Schnittstelle des Vakuumsystems befördert werden kann.

F-0056

In case of repeated freezing and de-freezing with residual lavatory waste or residual water the Lavatory Toilet (Vacuum) System shall be free of any degradation of its function and performance (breaks, leakages etc.).

Das Vakuumbewassersystem der Toilette darf sich, durch das sich wiederholende Einfrieren und Auftauen mit Spülwasser, in seiner Funktionsweise und Leistung (Ausfälle, Leckagen usw.) nicht verschlechtern.

F-0063

The radius of a bend should increase the nearer it is located to the TA "toilet assembly".

Der Biegeradius soll größer werden, je dichter dieser zur Toilette gelegen ist.

F-0074

Vacuum line routing shall be arranged to avoid clogging and scheduled cleaning.

Die Vakuundleitungen sollen so ausgelegt sein, dass Verstopfungen und regelmäßiges Reinigen vermieden wird.

Für ATA38-32:

F-0054

On ground when no differential pressure is applied, no residual water shall remain in the Lavatory WasteWater System.

Das Spülwasser der Waschräume soll innerhalb des Abwassersystems bleiben, wenn am Boden kein Differenzdruck vorhanden ist.

F-0060

The wash basin overflow shall be connected via an overflow line to the lavatory waste water line. The connection must be implemented above the Waste Water Drain Valve.

Der Waschbeckenüberlauf soll über eine Leitung mit der Abwasserleitung der Toilette verbunden werden. Diese Verbindungsleitung muss oberhalb des Abwasserventils positioniert sein.

F-0061

A sieve shall be inserted into the wash basin overflow to ensure that no particles larger than 2 mm (0.08 inch) diameter can enter the Lavatory Waste Water System.

Ein Sieb soll in den Waschbeckenüberlauf eingebaut werden, um sicherzustellen dass Teile die größer als 2mm (0.08 Inch) im Durchmesser sind, nicht in das Abwassersystem der Toilette gelangen können.

F-0062

A sieve filter shall be inserted into the basin outlet to ensure that no particles larger than 2.0 mm diameter can enter the Galley Waste Water System.

Ein Sieb soll in den Waschbeckenüberlauf eingebaut werden, um sicherzustellen dass Teile die größer als 2mm (0.08 Inch) im Durchmesser sind, nicht in das Abwassersystem der Küche gelangen können.

F-0069

All sections of the Lavatory Waste Water System (Pipes and hoses) shall be arranged with a continuous slope of at least 5% (3°) downward the draining direction in respect of the aircraft attitude on ground and the lavatory location.

Alle Bereiche des Abwassersystems der Waschräume (Rohrleitungen und Schläuche) müssen so ausgelegt sein, dass, unter Beachtung der Lage des Flugzeugs am Boden und Lage der Waschräume, ein konstantes Gefälle von mindestens 5% (3°) in Abflussrichtung realisiert wird.

F-0070

All sections of Lavatory Waste Water System shall be completely drainable by gravity.

Alle Bereiche des Abwassersystems der Waschräume sollen durch Schwerkraft zu entwässern sein.

A.5.3 Sicherheitsanforderungen

S-0022

It shall be a design aim that the clearance between the water/waste system installations and other system installations is as large as possible, particularly for electrical systems.

Ein Ziel bei der Auslegung der Geräte und Leitungen des Wasser- und Abwassersystems soll der möglichst große Abstand zu anderen Systeminstallationen sein, besonders zu elektrischen Systemen.

A.5.4 Wartbarkeitsanforderungen

M-0045

The water filter shall be easily accessible during ground service.

Die Wasserfilter sollen für die Wartung am Boden einfach zu erreichen sein.

M-0046

The self-drain device shall be accessible during ground service

Die Bauteile der Zwangsentwässerung sollen für die Wartung am Boden zugänglich sein.

Für ATA38-31:

M-0044

Vacuum tube couplings shall be easily accessible.

Die Kupplungen der Vakuuleitungen sollen leicht zugänglich sein.

Für ATA38-32:

M-0043

The sieve of the basin outlet shall be quickly removable.

Das Sieb am Waschbeckenabfluss soll schnell auswechselbar sein.

A.5.5 Leistungsanforderungen

P-0001

Dead end tubing (as system provisions etc.) shall be avoided.

Leitungen mit Sackgassen (zum Beispiel als Vorbereitungen für Systemerweiterungen) sollen vermieden werden.

Für ATA38-31:

P-0002

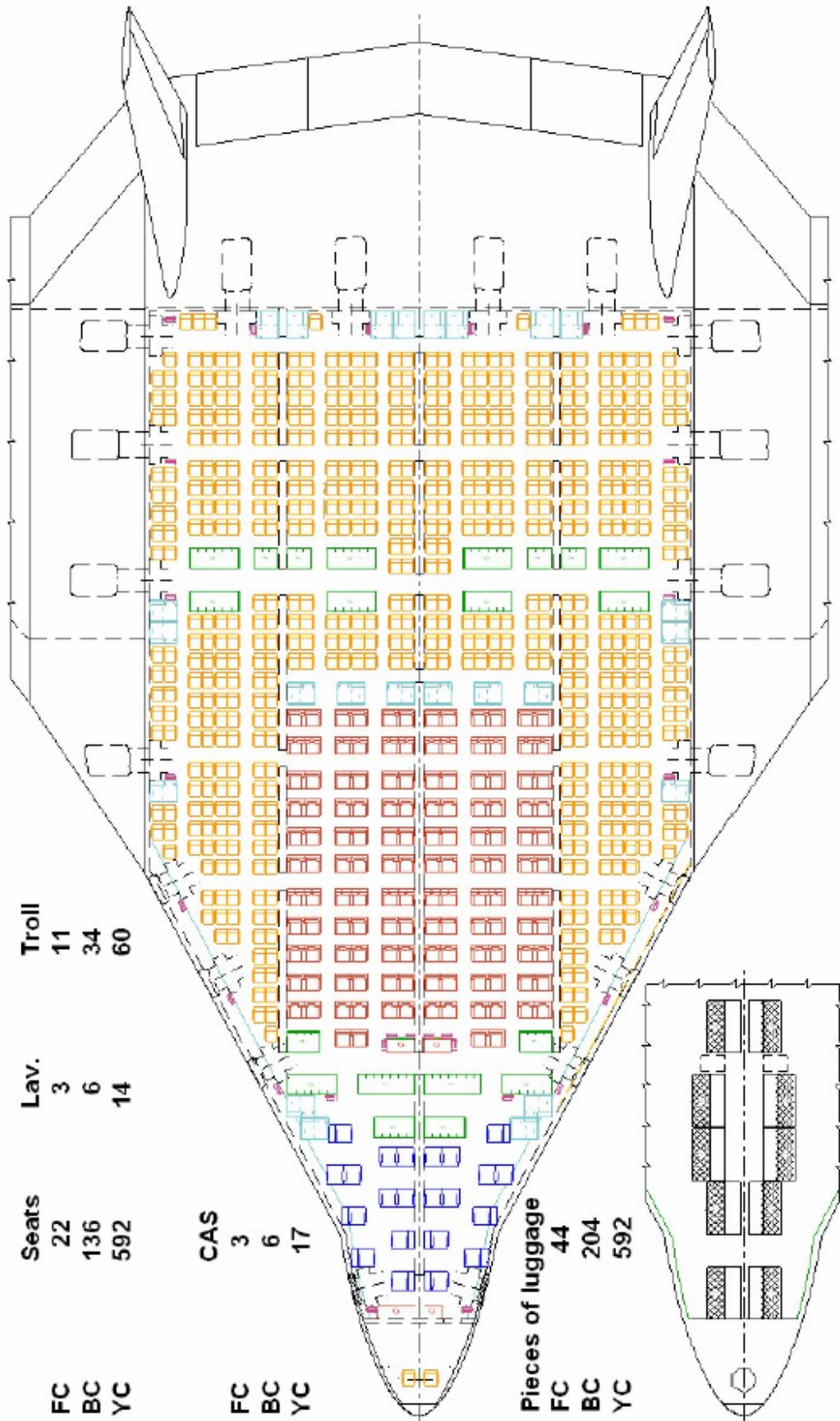
The vacuum lines shall be installed as straight as possible. The number of bends shall be minimized.

Die Vakuumleitungen sollen so geradlinig wie möglich verlegt werden. Die Anzahl von Biegungen soll minimiert werden.

Anhang B VELA2 Zeichnungen

B.1 VELA2 Standard Sitzplan-Layout

Cabin Layout 3 Class VLR



Crewrests above cabin roof – access through foldable stairs

2 for cockpit crew

14 for cabin crew

B.2 VELA2 Einklassen Sitzplan-Layout

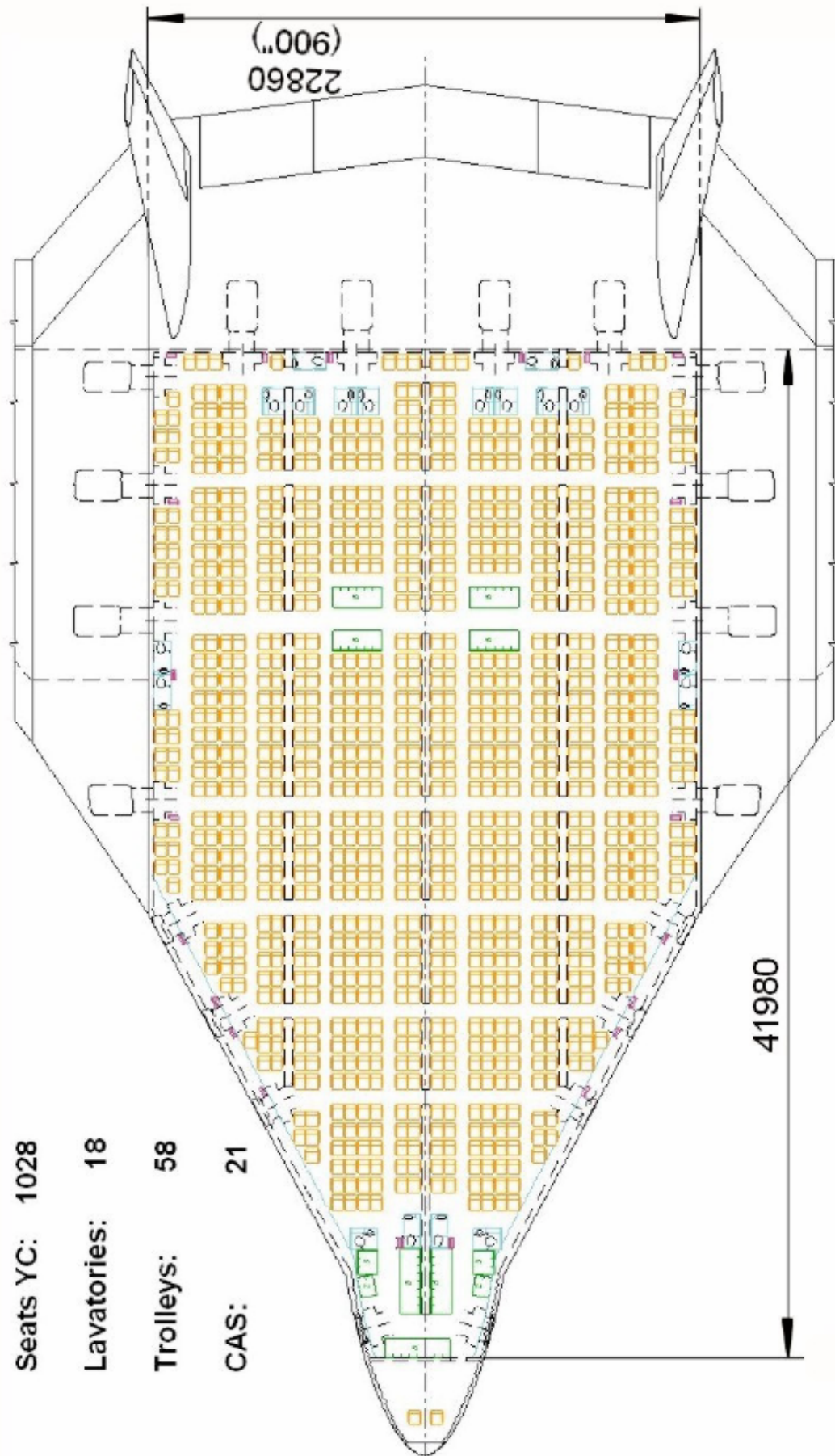
Cabin Layout Single Class HD

Seats YC: 1028

Lavatories: 18

Trolleys: 58

CAS: 21



Anhang C Konventionelle System Layout Konzepte

C.1 ATA 21-21 konventionell

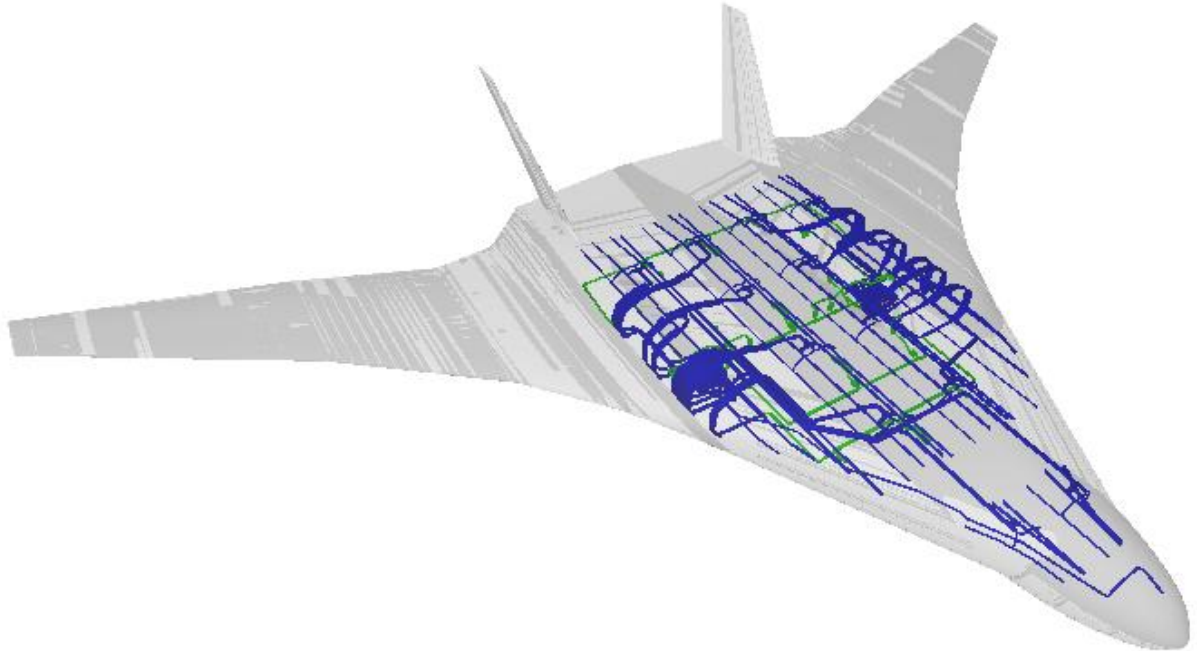


Bild 0.1 ATA 21-21 Cabin Fresh/Recirculated Air Distribution Control and Monitoring

C.2 ATA 21-23 konventionell

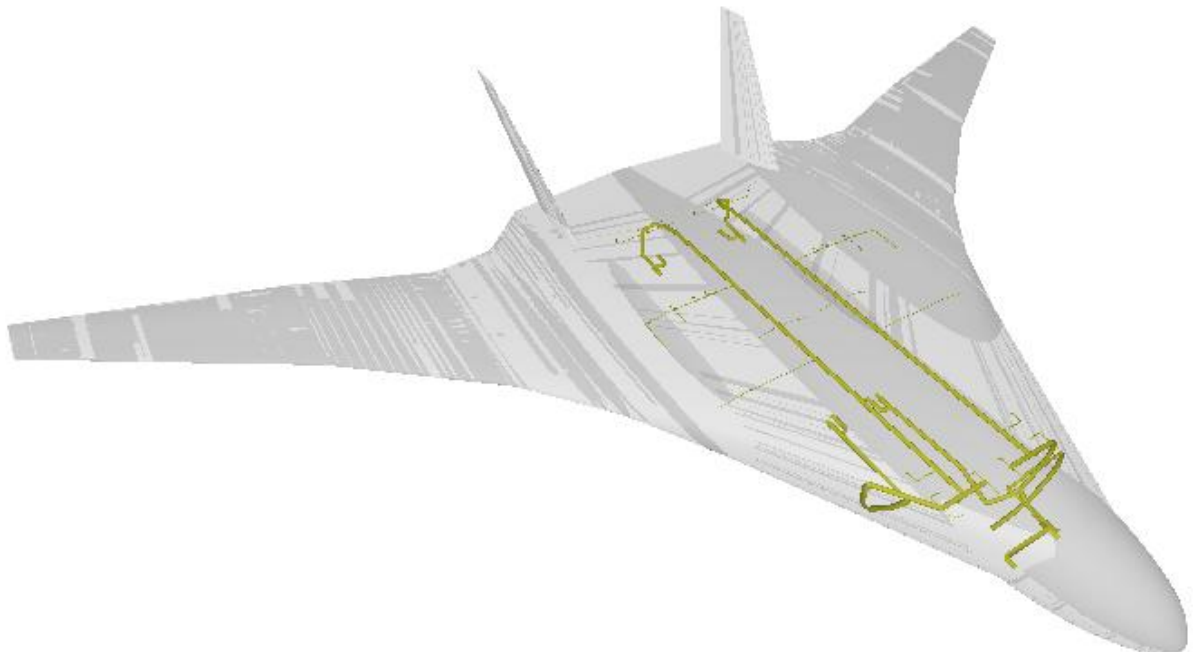


Bild 0.2 ATA 21-23 Compartment Air Extraction

C.3 ATA 21-26 und ATA 21-29 konventionell

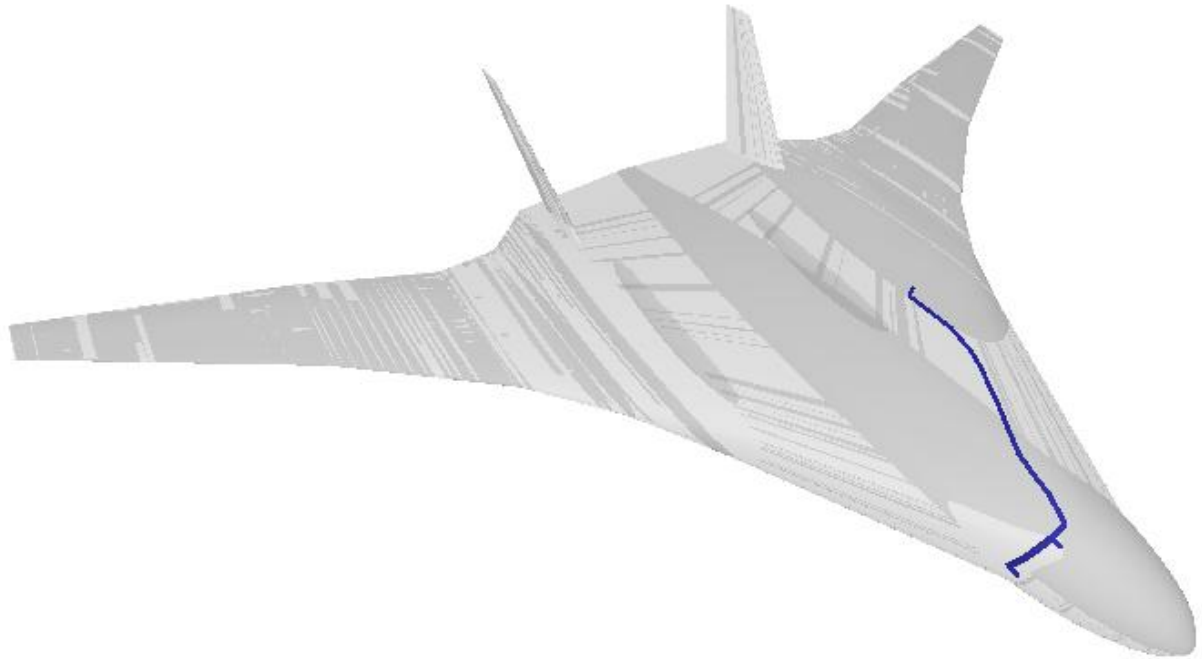


Bild 0.3 ATA 21-26 Avionics Equipment and ATA 21-29 Inflight Entertainment Equipment Ventilation

C.4 ATA 21-28 konventionell

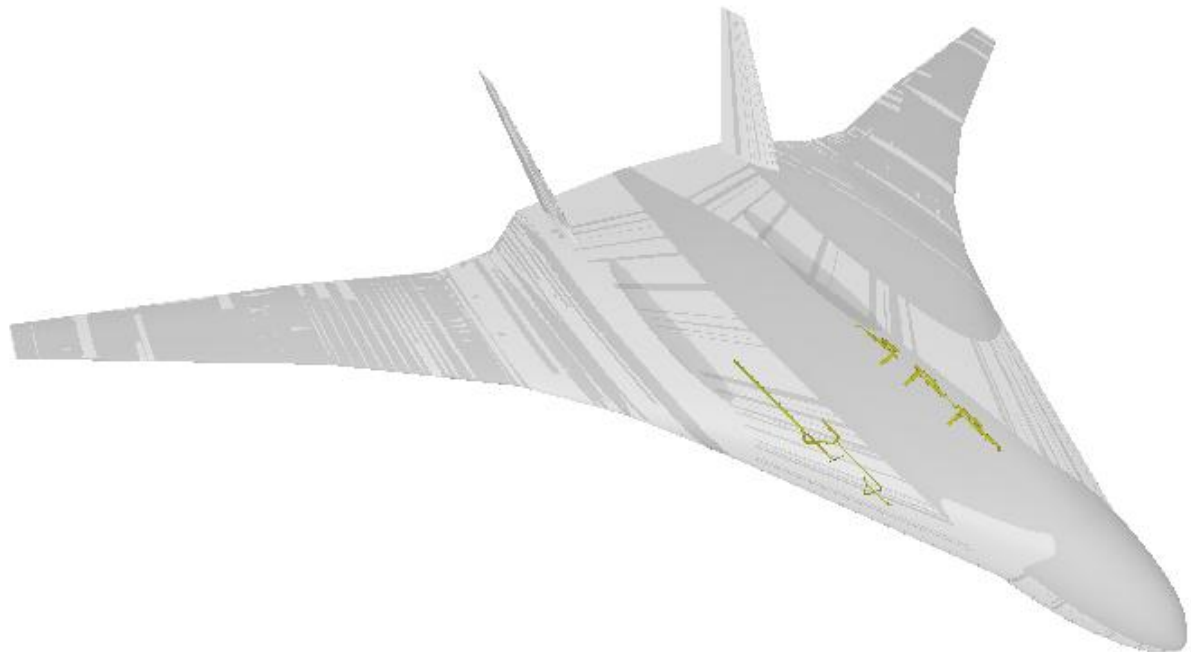


Bild 0.4 ATA 21-28 Lower Deck Cargo Compartment Ventilation (fwd)

C.5 ATA 21-30 konventionell

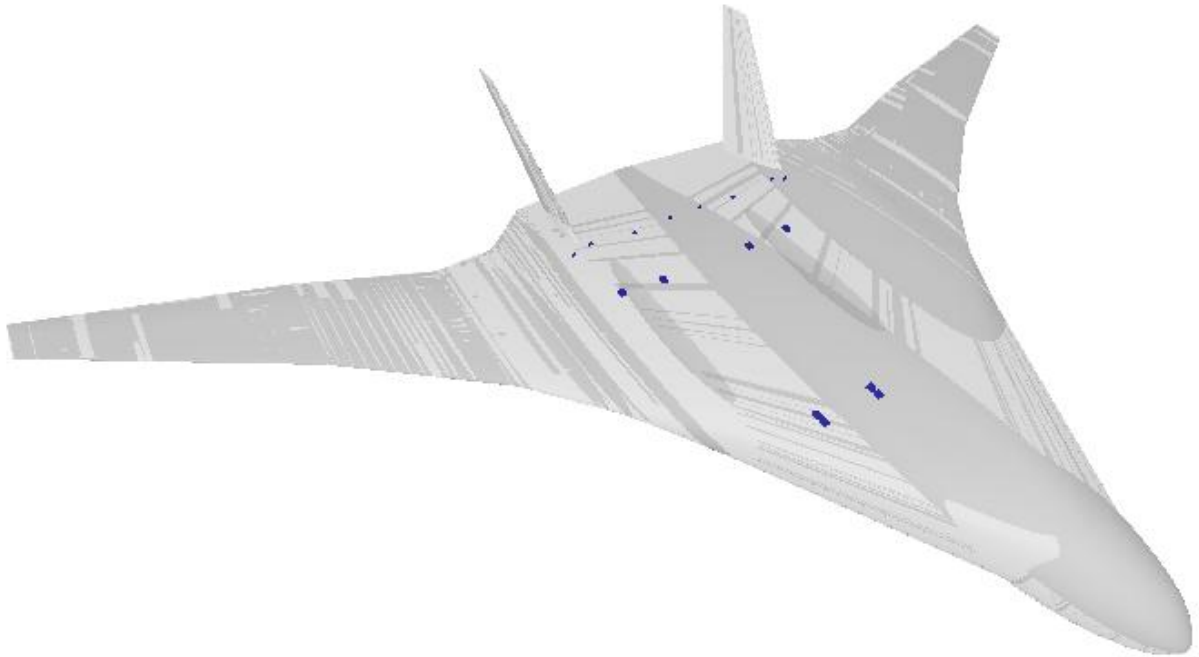


Bild 0.5 ATA 21-30 Pressurization Control

C.6 ATA 21-50 konventionell

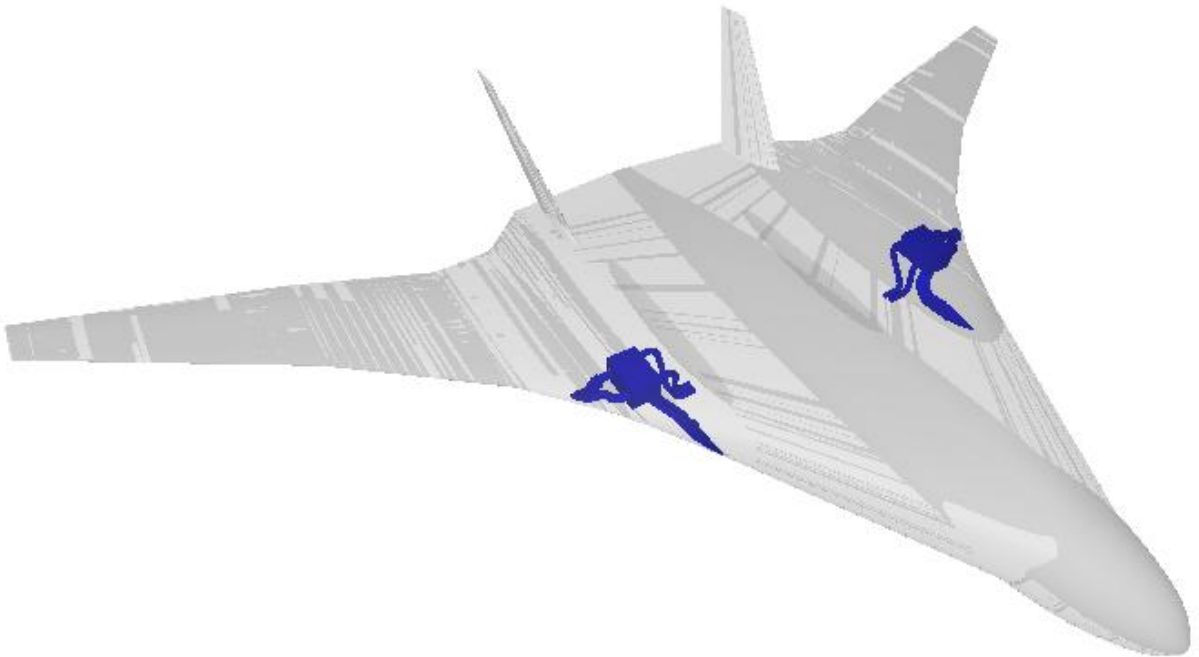


Bild 0.6 ATA 21-50 Air Cooling

C.7 ATA 21-55 konventionell

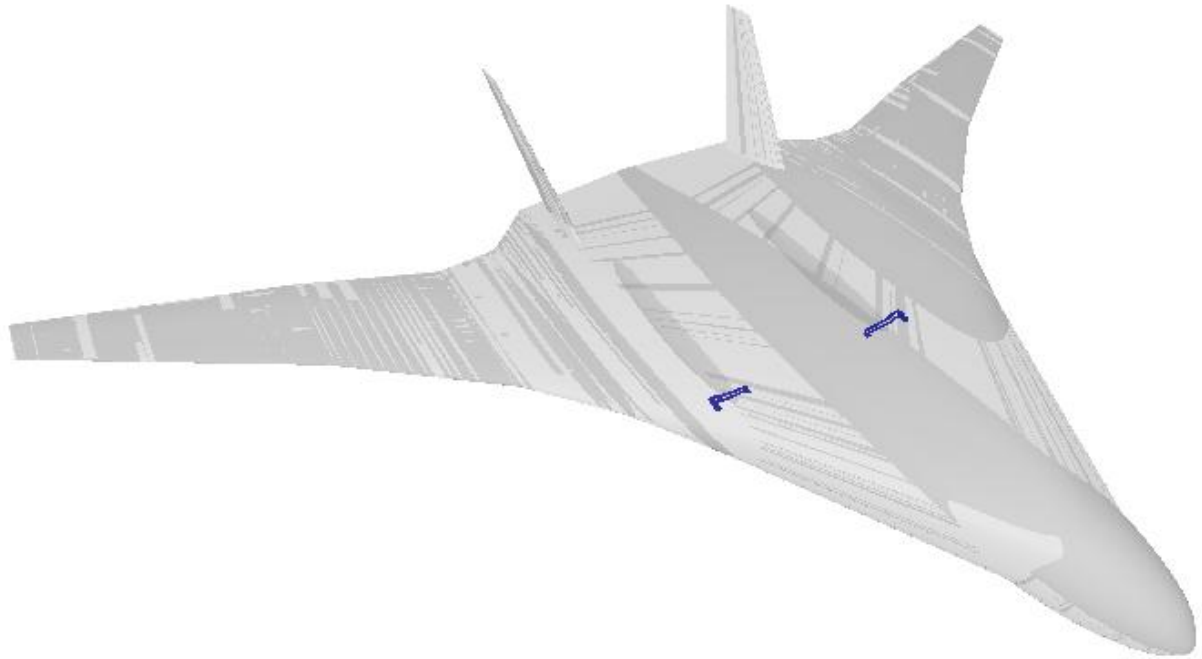


Bild 0.7 ATA 21-55 Emergency Air Supply

C.8 ATA 21-61 konventionell

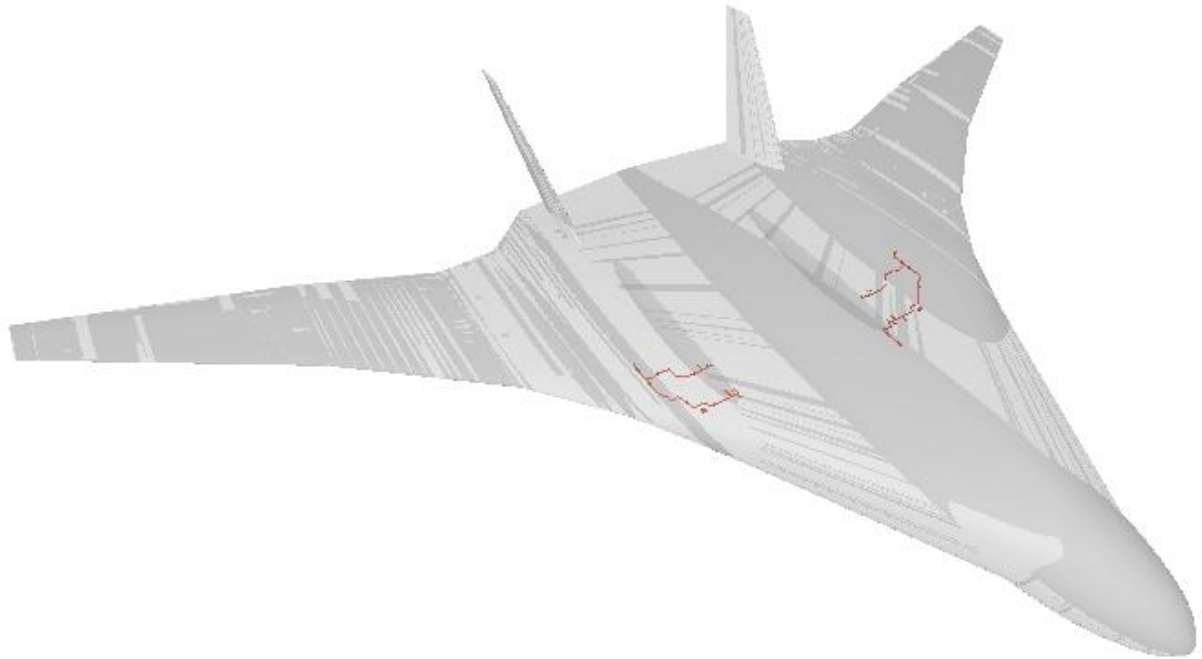


Bild 0.8 ATA 21-61 Main Deck Temperature Control

C.9 ATA 21-62 konventionell

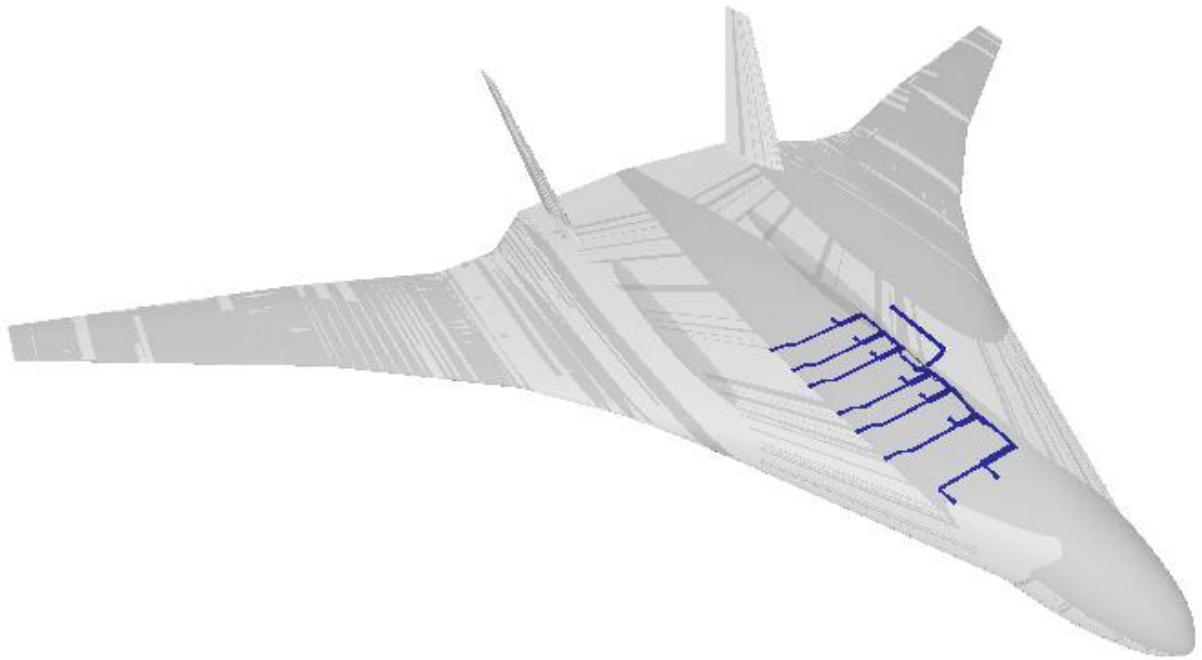


Bild 0.9 ATA 21-62 Lower Deck Cargo Compartment Temperature Control and Monitoring

C.10 ATA 21-63 konventionell

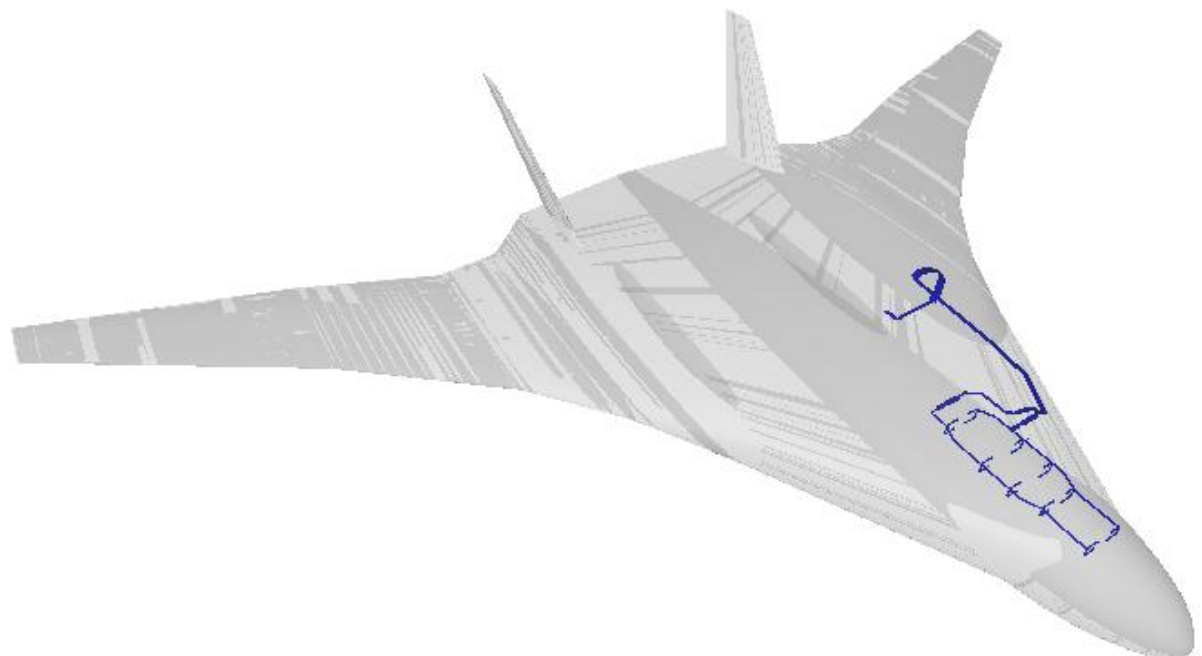


Bild 0.10 ATA 21-63 Crew Rest Area Temperature Control and Monitoring

C.11 ATA 26-15 bis 26-18 konventionell

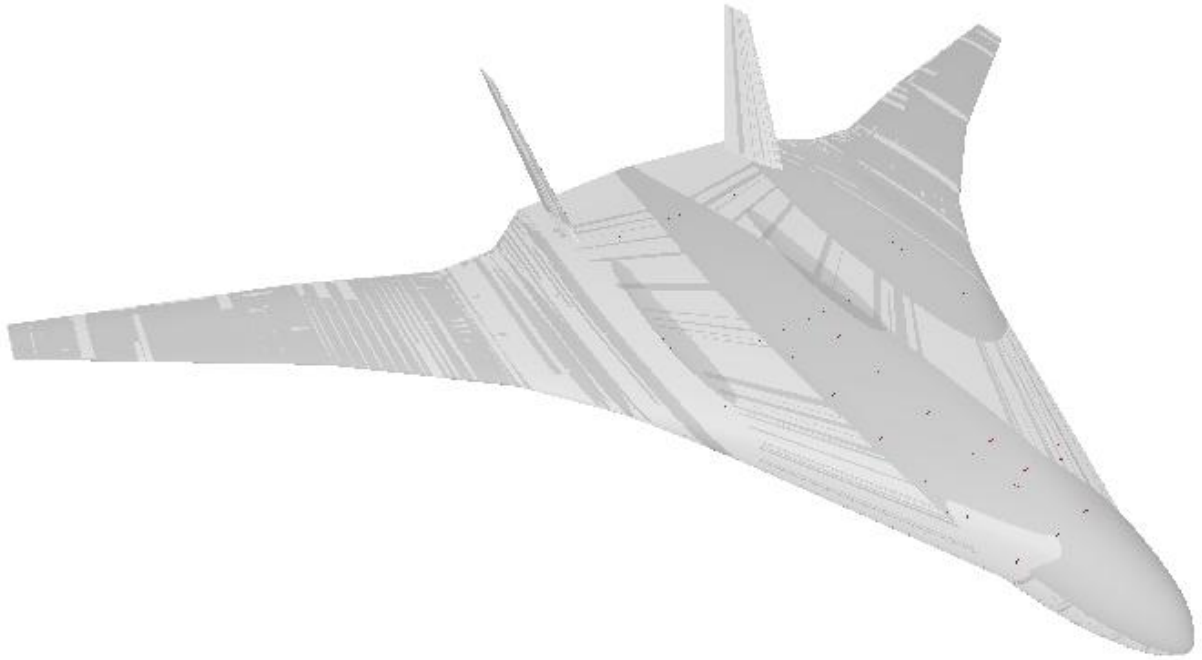


Bild 0.11 ATA 26-15 bis 26-18 Avionics- and Lower Deck Cargo Compartment Fire and Smoke Detection, Lavatory- and Cabin Sub-Compartment Fire and Smoke Detection

C.12 ATA 26-23 konventionell

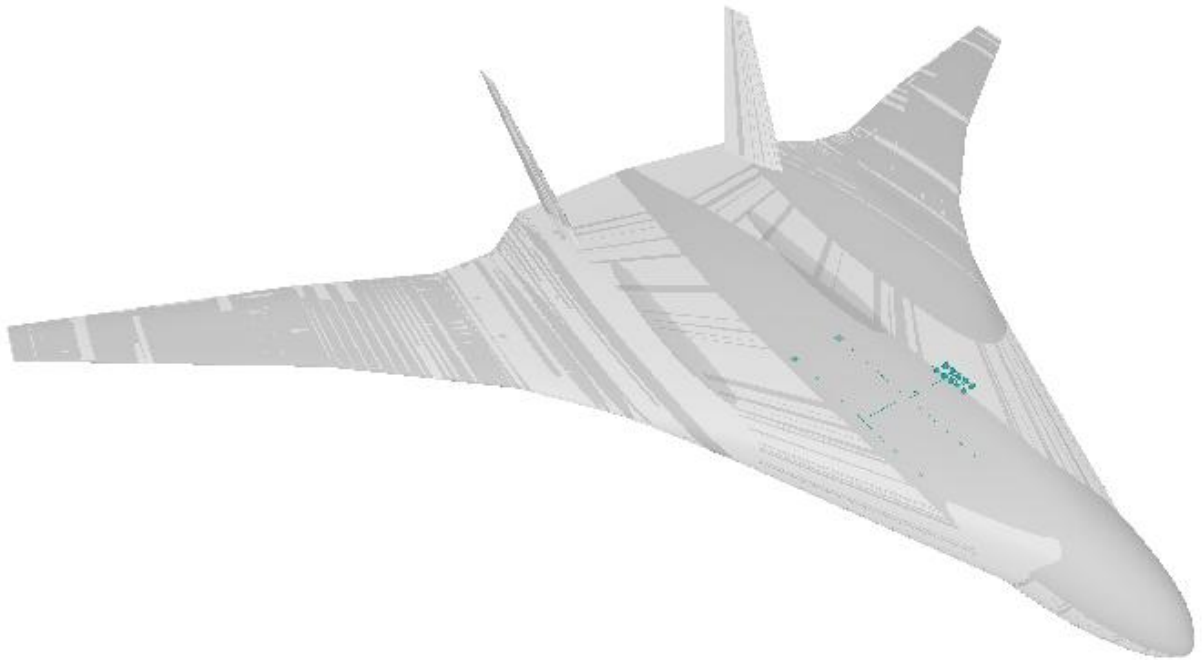
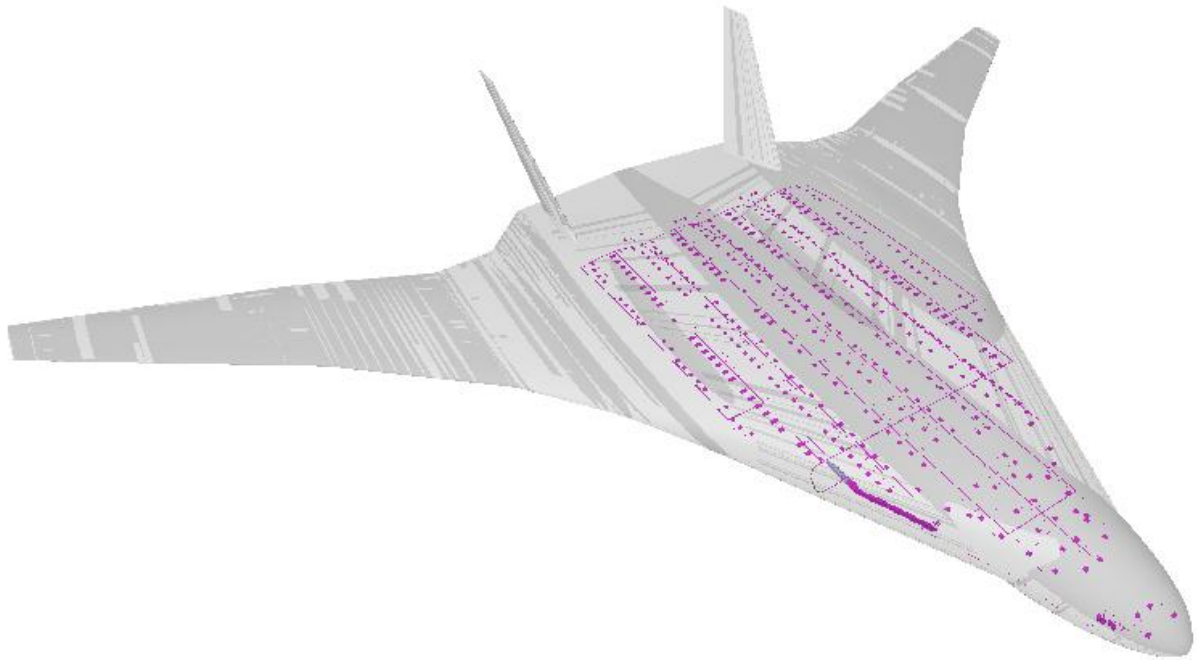
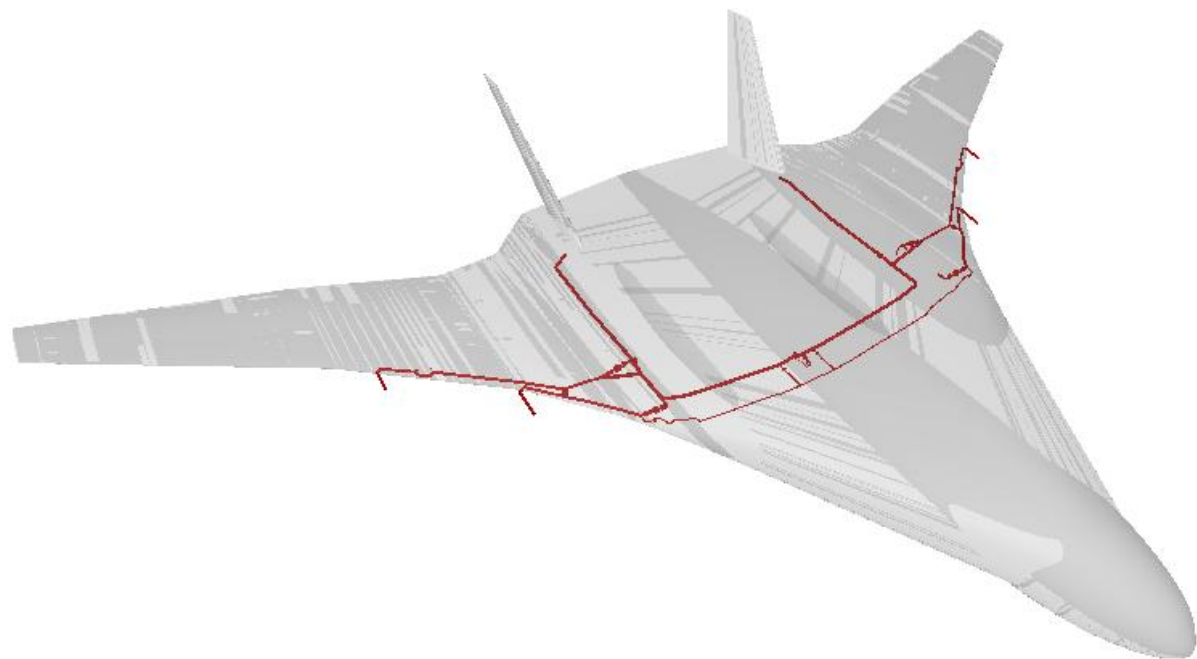
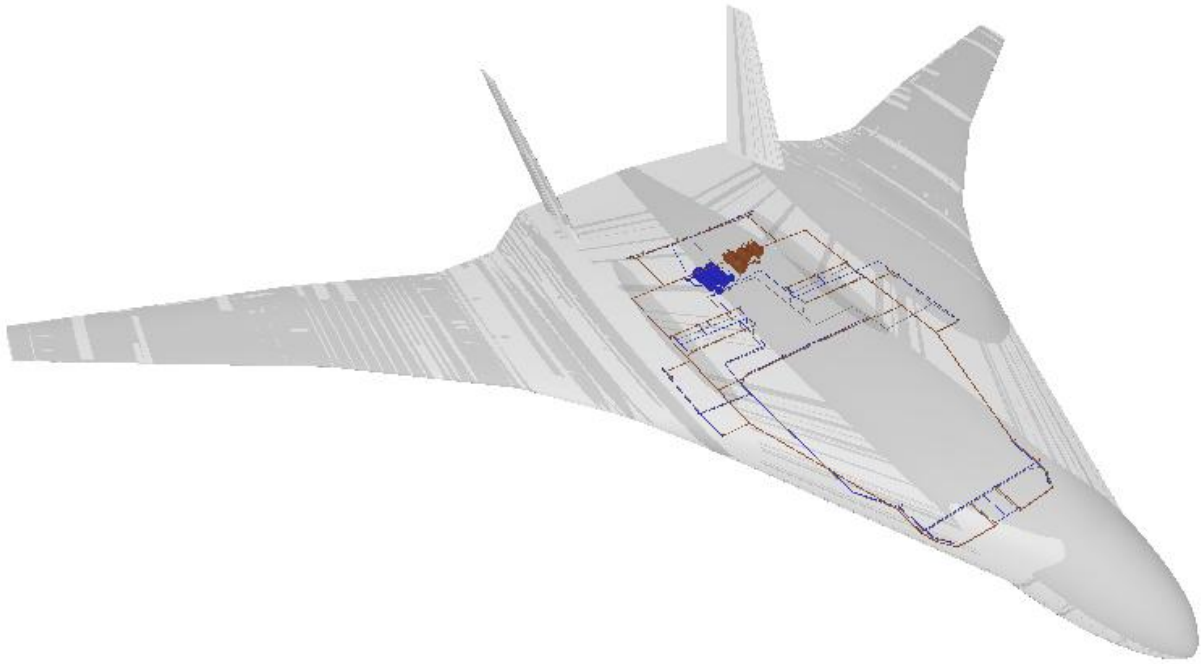


Bild 0.12 Lower Deck Cargo Compartment Fire Extinguishing (fwd)

C.13 ATA 35 konventionell**Bild 0.13** ATA 35-00 Oxygen – General**C.14 ATA 36 konventionell****Bild 0.14** ATA 36-00 Pneumatic – General

C.15 ATA 38 konventionell**Bild 0.15** ATA 38-00 Water/Waste - General

Anhang D Alternative System Layout Konzepte

D.1 ATA 21-21 alternativ

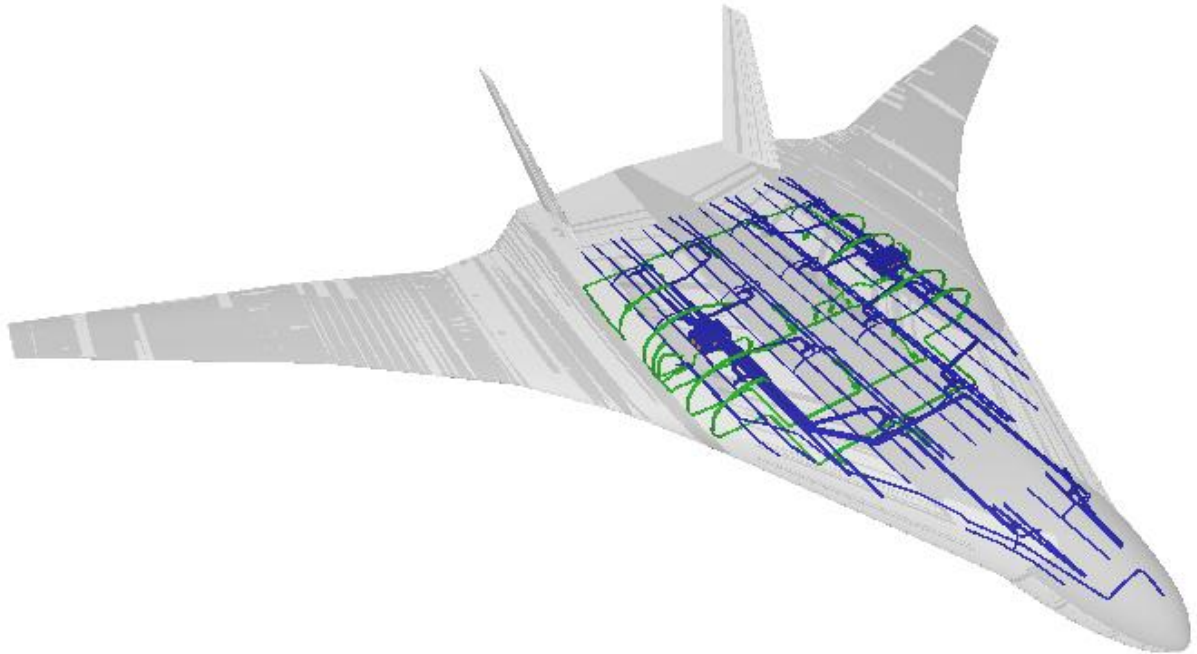


Bild 0.1 ATA 21-21 Cabin Fresh/Recirculated Air Distribution Control and Monitoring

D.2 ATA 21-26 und ATA 21-29 alternativ

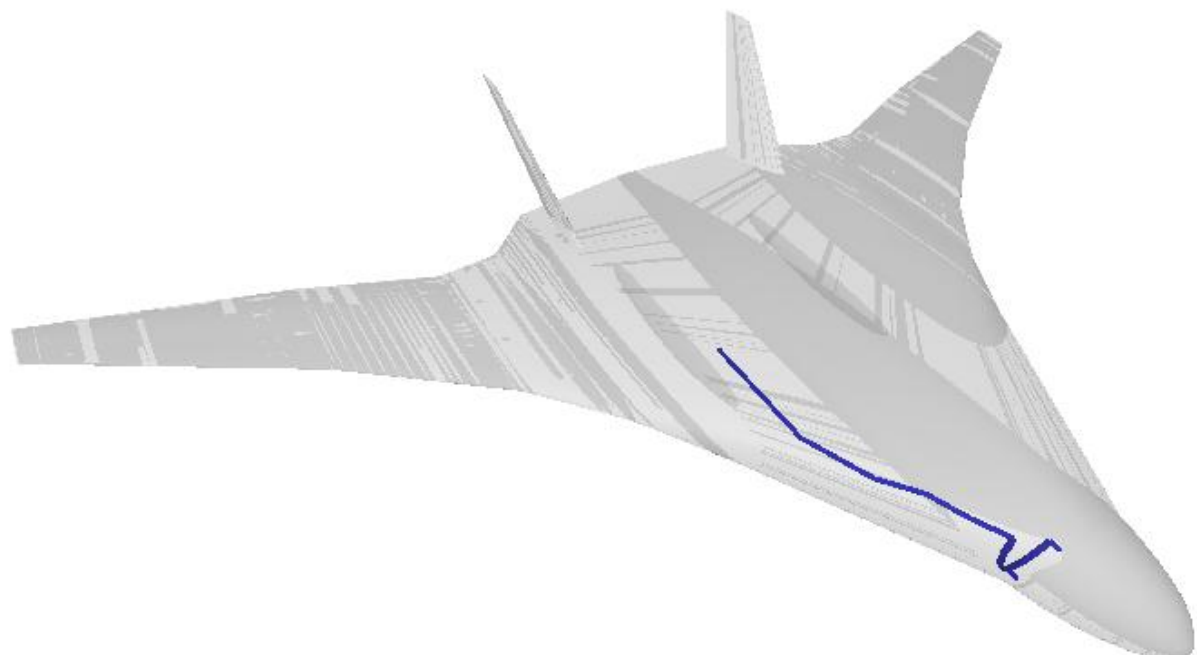


Bild 0.2 ATA 21-26 Avionics Equipment and ATA 21-29 Inflight Entertainment Equipment Ventilation

D.3 ATA 21-50 alternativ

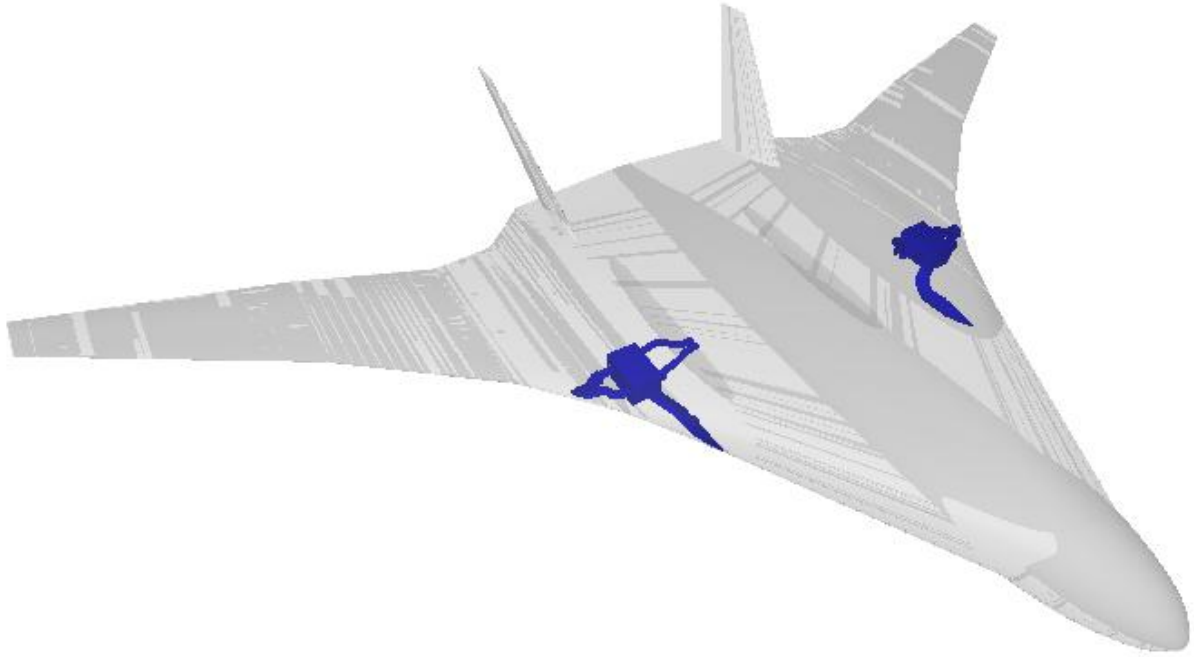


Bild 0.3 ATA 21-50 Air Cooling

D.4 ATA 21-55 alternativ

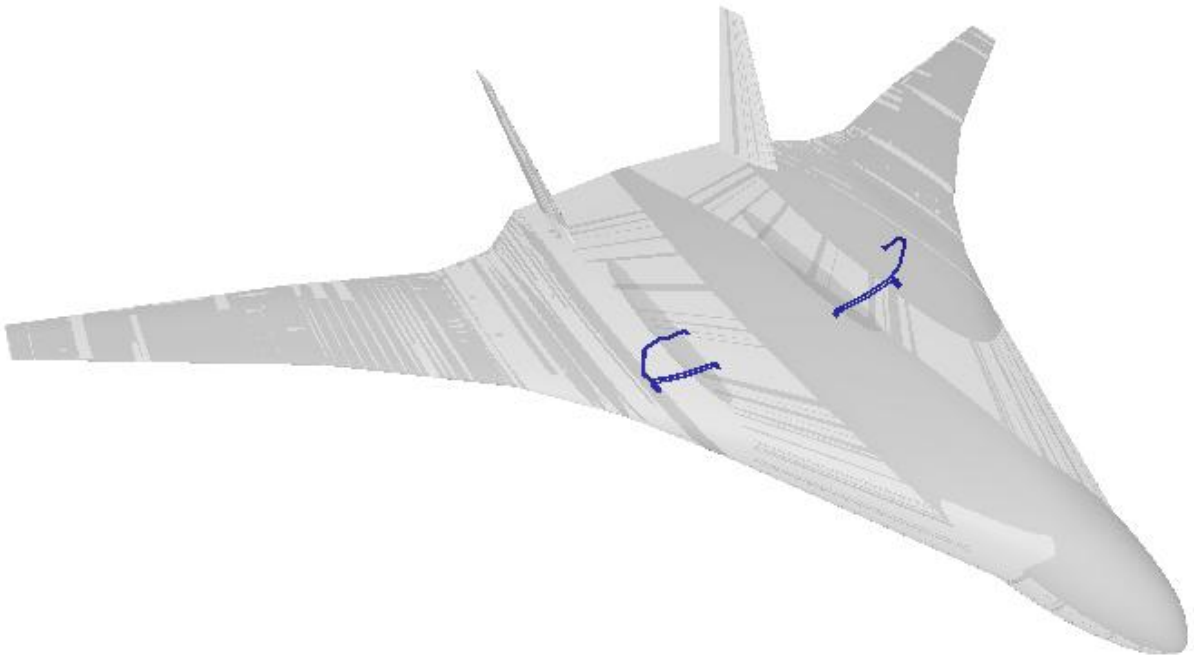


Bild 0.4 ATA 21-55 Emergency Air Supply

D.5 ATA 21-61 alternativ

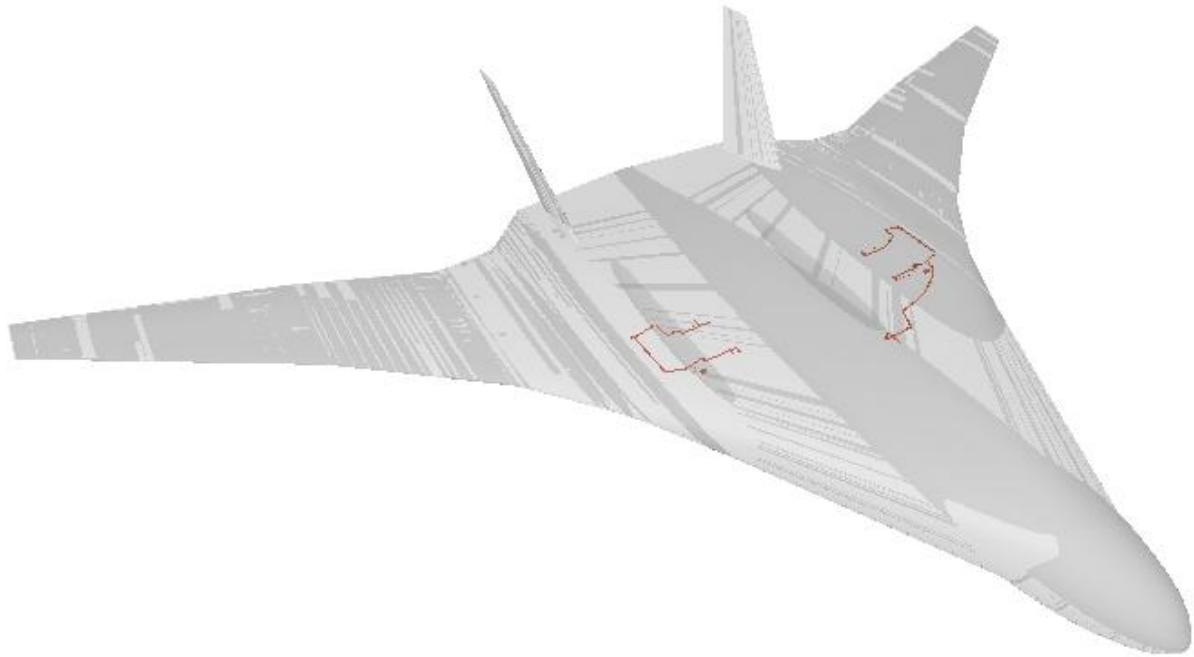


Bild 0.5 ATA 21-61 Main Deck Temperature Control

D.6 ATA 21-62 alternativ

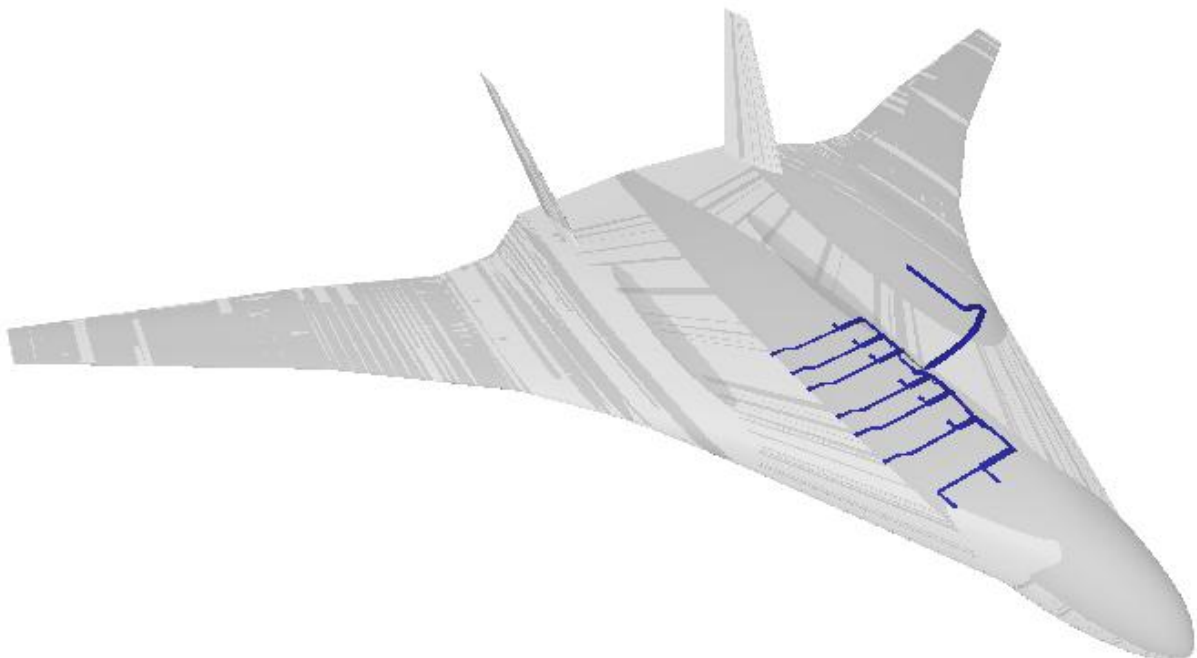


Bild 0.6 ATA 21-62 Lower Deck Cargo Compartment Temperature Control and Monitoring

D.7 ATA 21-63 alternativ

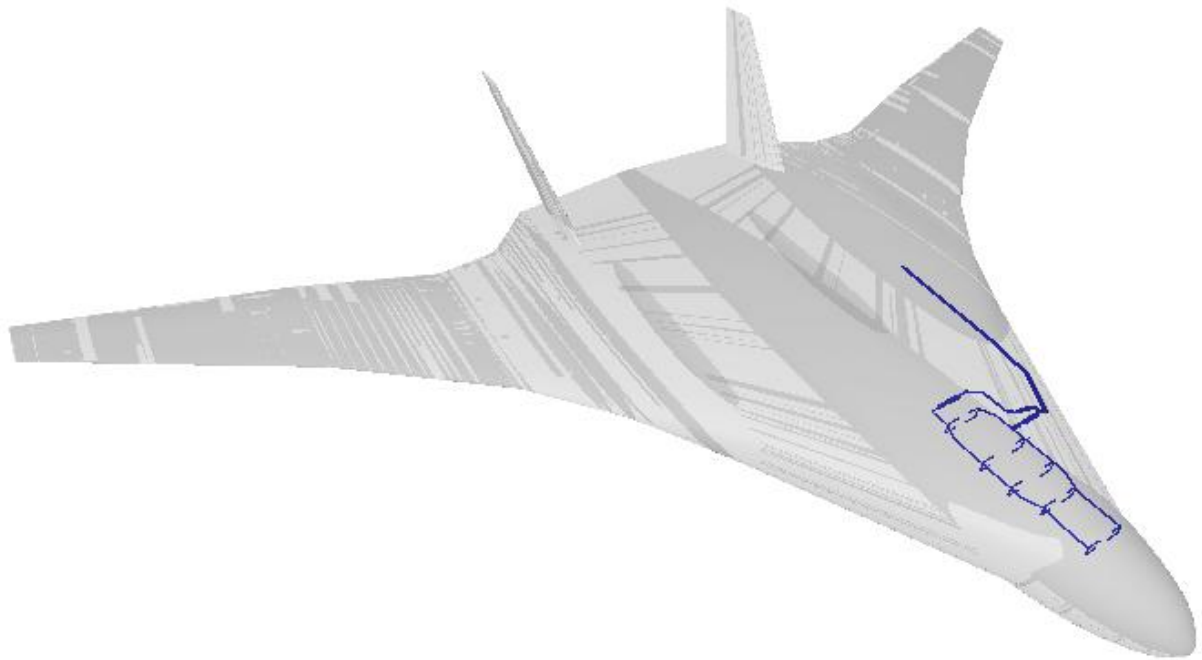


Bild 0.7 ATA 21-63 Crew Rest Area Temperature Control and Monitoring

D.8 ATA 35 alternativ

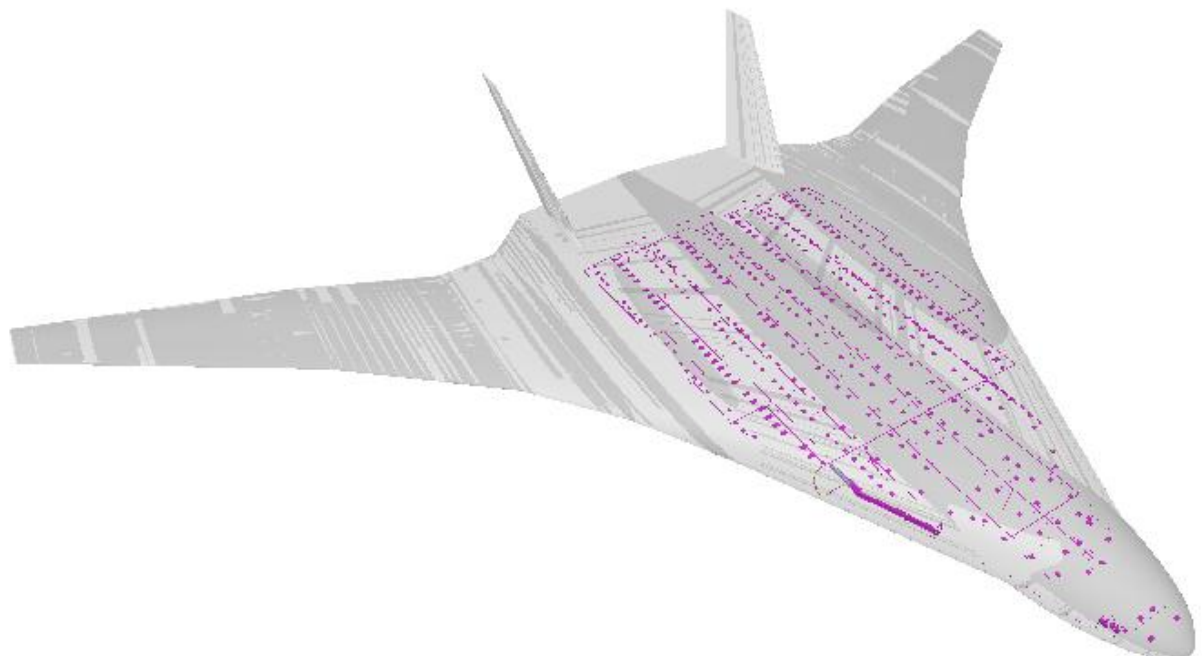


Bild 0.8 ATA 35-00 Oxygen – General

D.9 ATA 36 alternativ

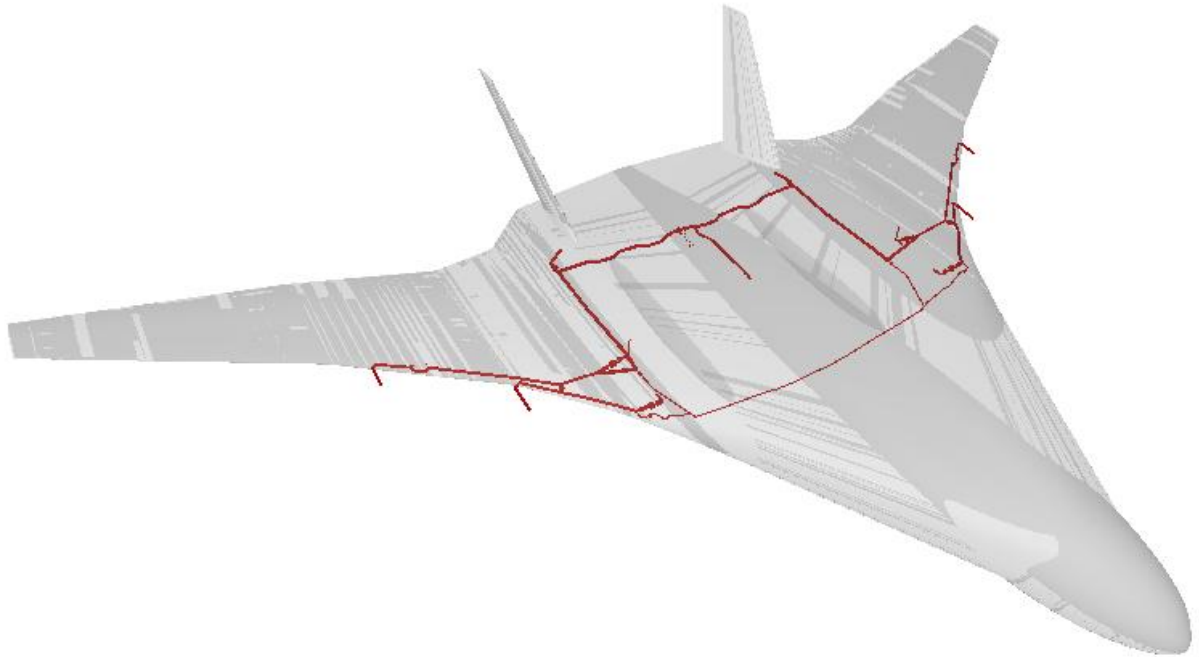


Bild 0.9 ATA 36-00 Pneumatic – General

D.10 ATA 38 alternativ

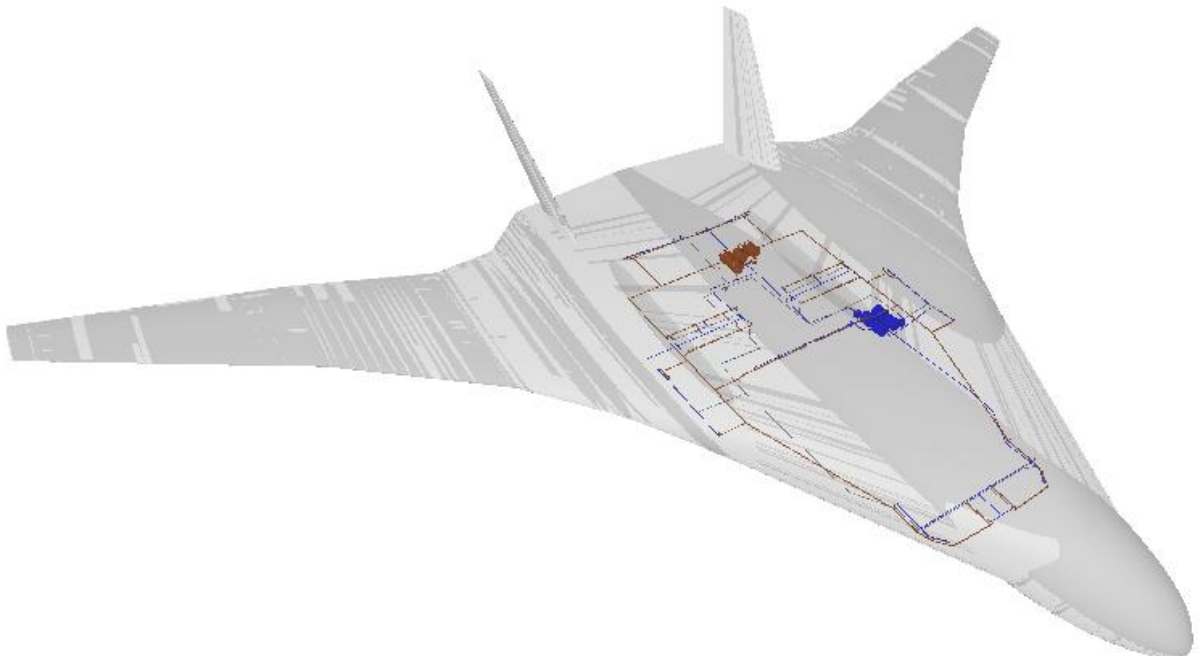


Bild 0.10 ATA 38-00 Water/Waste - General

Anhang E Daten Engine Burst Simulation

E.1 Triebwerk links innen

study name

Engine left inner Fan Third-disc
 Phi1 50.00 Phi2 110.00 Phi Step 0.50
 Khi1 5.00 Khi2 5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C50.wrl	5.00	51.00	95.00
outboard-lh-1	5.00	67.00	75.00
Frame_C49.wrl	5.00	68.00	77.50
outboard-lh-2	5.00	72.00	78.50
inboard-lh-1	5.00	75.50	80.50
Frame_C48.wrl	5.00	76.50	83.00
inboard-lh-2	5.00	77.50	82.00
center-rear	5.00	79.50	83.00
inboard-rh-2	5.00	80.50	84.00
inboard-rh-1	5.00	81.50	84.50
Frame_C47.wrl	5.00	82.00	92.50
outboard-rh-2	5.00	82.50	85.00
outboard-rh-1	5.00	83.00	85.50

study name

Engine left inner lpt5 Third-disc
 Phi1 50.00 Phi2 110.00 Phi Step 0.50
 Khi1 -5.00 Khi2 -5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C58.wrl	-5.00	59.50	96.50
outboard-lh-1	-5.00	68.00	75.00
outboard-lh-2	-5.00	72.50	78.00
Frame_C59.wrl	-5.00	74.50	79.00
inboard-lh-1	-5.00	75.50	80.00
inboard-lh-2	-5.00	77.50	81.50
Frame_C60.wrl	-5.00	78.00	81.50
center-rear	-5.00	79.50	82.50
inboard-rh-2	-5.00	80.50	83.50
Frame_C61.wrl	-5.00	80.50	83.50
inboard-rh-1	-5.00	81.50	84.00
outboard-rh-2	-5.00	82.50	85.00
Frame_C62.wrl	-5.00	83.00	90.00
outboard-rh-1	-5.00	83.50	85.50

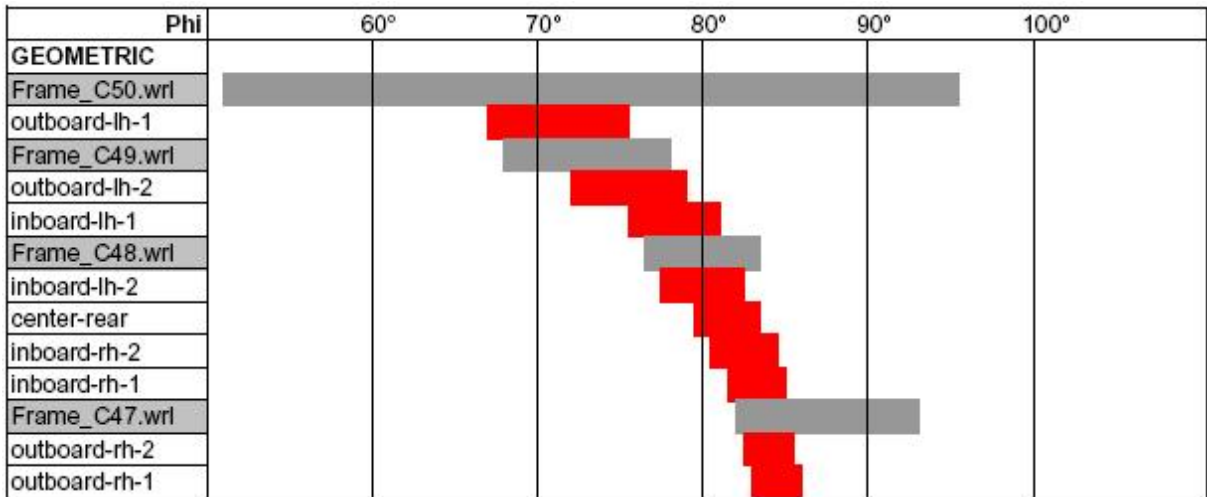


Bild 0.1 Impact left inner fan burst

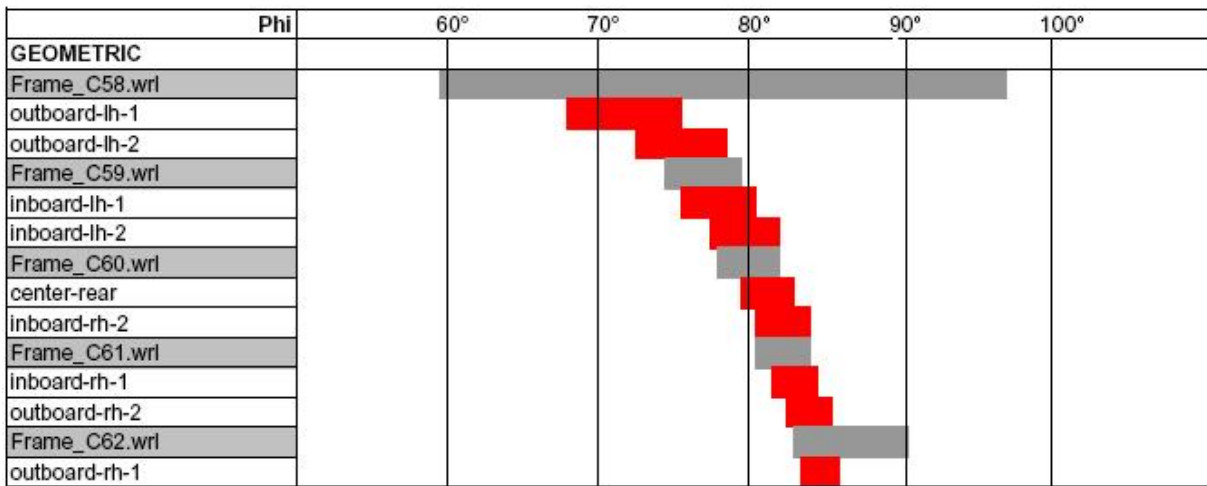


Bild 0.2 Impact left inner low pressure turbine burst

E.2 Triebwerk links außen

study name

Engine left outer Fan Third-disc
 Phi1 70.00 Phi2 100.00 Phi Step 0.50
 Khi1 5.00 Khi2 5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C58.wrl	5.00	77.50	83.50
outboard-lh-1	5.00	78.00	82.50
outboard-lh-2	5.00	79.50	83.50
Frame_C57.wrl	5.00	80.50	85.50
inboard-lh-1	5.00	81.00	84.50
inboard-lh-2	5.00	82.00	85.00
center-rear	5.00	82.50	85.50
inboard-rh-2	5.00	83.50	86.00
Frame_C56.wrl	5.00	83.50	89.50
inboard-rh-1	5.00	84.00	86.00
outboard-rh-2	5.00	84.50	86.50
outboard-rh-1	5.00	85.00	87.00

study name

Engine left outer lpt5 Third-disc
 Phi1 70.00 Phi2 100.00 Phi Step 0.50
 Khi1 -5.00 Khi2 -5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C68.wrl	-5.00	74.50	85.00
Frame_C69.wrl	-5.00	77.00	84.00
outboard-lh-1-connection-rear	-5.00	79.50	83.00
outboard-lh-1	-5.00	80.00	84.00
Frame_C70.wrl	-5.00	80.00	85.50
Frame_C71.wrl	-5.00	82.50	86.50
Frame_C72.wrl	-5.00	84.00	87.50

Phi	60°	70°	80°	90°	100°
GEOMETRIC					
Frame_C58.wrl					
outboard-lh-1					
outboard-lh-2					
Frame_C57.wrl					
inboard-lh-1					
inboard-lh-2					
center-rear					
inboard-rh-2					
Frame_C56.wrl					
inboard-rh-1					
outboard-rh-2					
outboard-rh-1					

Bild 0.3 Impact left outer fan burst

Phi	60°	70°	80°	90°	100°
GEOMETRIC					
Frame_C68.wrl					
Frame_C69.wrl					
outboard-lh-1-connection-rear					
outboard-lh-1					
Frame_C70.wrl					
Frame_C71.wrl					
Frame_C72.wrl					

Bild 0.4 Impact left outer low pressure turbine burst

E.3 Triebwerk rechts innen

study name

Engine right inner Fan Third-disc
 Phi1 250.00 Phi2 310.00 Phi Step 0.50
 Khi1 5.00 Khi2 5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C49.wrl	5.00	258.50	269.00
Frame_C48.wrl	5.00	259.50	265.50
Frame_C47.wrl	5.00	262.50	268.00
Frame_C50.wrl	5.00	264.50	301.50
Frame_C46.wrl	5.00	266.50	277.50
outboard-lh-1	5.00	273.50	276.00
inboard-lh-1	5.00	274.00	277.00
outboard-lh-2	5.00	274.00	276.50
inboard-lh-2	5.00	274.50	278.00
center-rear	5.00	275.50	279.00
inboard-rh-2	5.00	276.00	280.50
inboard-rh-1	5.00	277.00	282.00
outboard-rh-2	5.00	278.50	285.00
outboard-rh-1	5.00	281.00	288.50

study name

Engine right inner lpt5 Third-disc
 Phi1 250.00 Phi2 310.00 Phi Step 0.50
 Khi1 -5.00 Khi2 -5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C58.wrl	-5.00	260.50	267.00
Frame_C60.wrl	-5.00	267.00	270.00
Frame_C57.wrl	-5.00	270.00	296.00
Frame_C61.wrl	-5.00	271.00	275.50
outboard-lh-1	-5.00	274.00	276.00
outboard-lh-2	-5.00	274.50	277.00
inboard-lh-1	-5.00	275.00	277.50
inboard-lh-2	-5.00	275.50	278.50
center-rear	-5.00	276.00	279.50
inboard-rh-2	-5.00	277.00	281.00
inboard-rh-1	-5.00	278.00	282.50
Frame_C59.wrl	-5.00	278.00	281.50
outboard-rh-2	-5.00	280.00	285.00
outboard-rh-1	-5.00	281.50	288.50

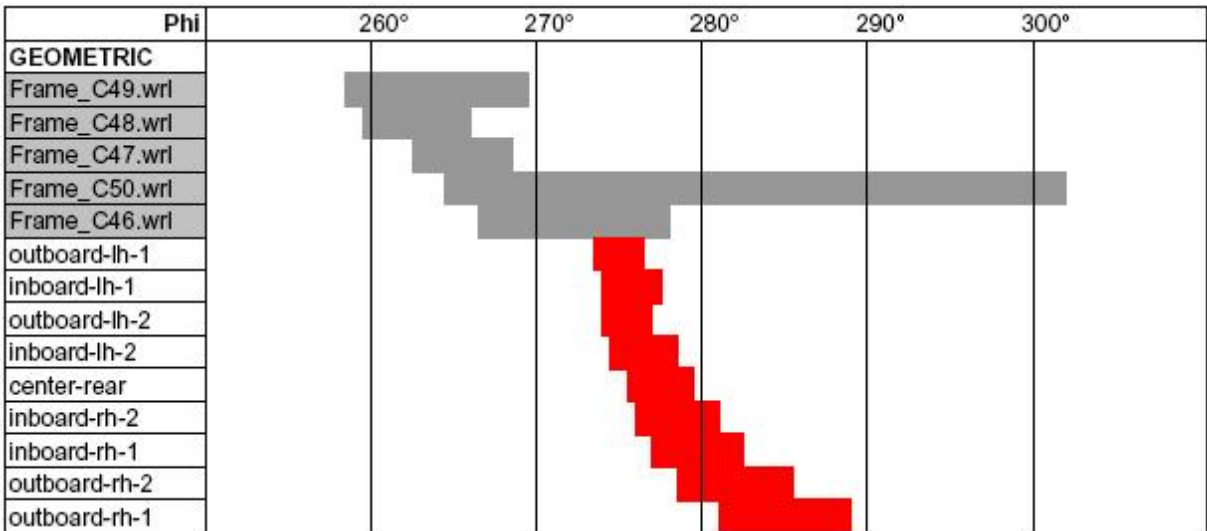


Bild 0.5 Impact right inner fan burst

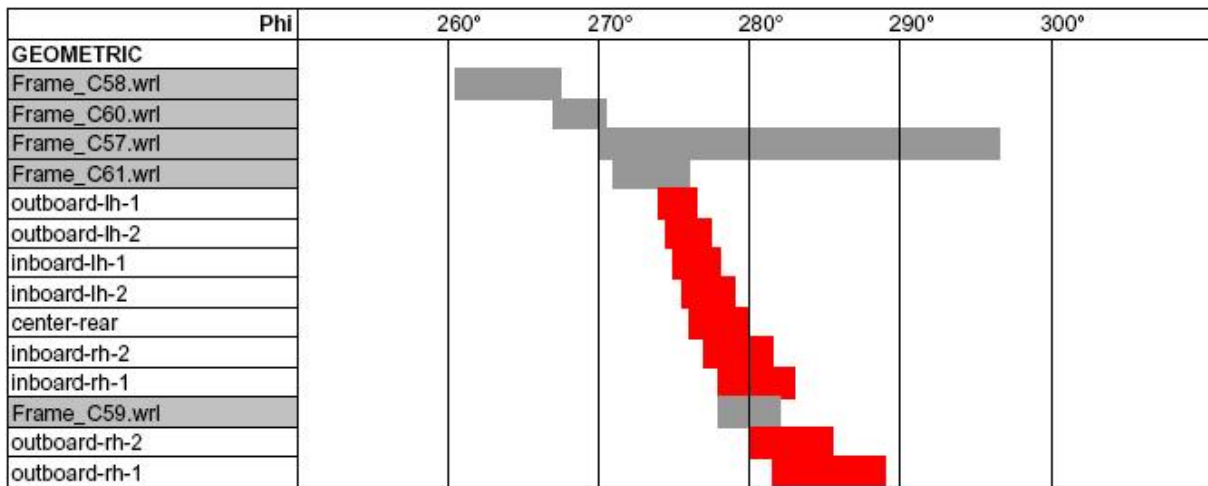


Bild 0.6 Impact right inner low pressure turbine burst

E.4 Triebwerk rechts außen

study name

Engine right outer Fan Third-disc
 Phi1 260.00 Phi2 290.00 Phi Step 0.50
 Khi1 5.00 Khi2 5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C58.wrl	5.00	263.00	268.50
Frame_C55.wrl	5.00	266.50	272.00
Frame_C54.wrl	5.00	269.50	275.00
outboard-lh-1	5.00	272.50	274.50
inboard-lh-1	5.00	273.00	275.50
outboard-lh-2	5.00	273.00	275.00
center-rear	5.00	273.50	276.50
inboard-lh-2	5.00	273.50	276.00
inboard-rh-2	5.00	274.00	277.00
inboard-rh-1	5.00	274.50	278.00
outboard-rh-1	5.00	275.00	279.50
outboard-rh-2	5.00	275.00	279.00
Frame_C56.wrl	5.00	275.00	279.00
Frame_C57.wrl	5.00	275.50	281.00

study name

Engine right outer lpt5 Third-disc
 Phi1 260.00 Phi2 290.00 Phi Step 0.50
 Khi1 -5.00 Khi2 -5.00 Khi Step 1.00

GEOMETRIC	Khi	Phi IN	Phi OUT
Frame_C69.wrl	-5.00	264.50	268.50
Frame_C70.wrl	-5.00	265.00	269.00
Frame_C68.wrl	-5.00	265.50	281.00
Frame_C71.wrl	-5.00	266.50	269.50
Frame_C72.wrl	-5.00	268.50	274.00
outboard-rh-2-connection-rear	-5.00	272.00	275.50
Long_rear_R2-2	-5.00	272.50	275.50
outboard-rh-1	-5.00	273.50	277.50
inboard-rh-1-connection-rear	-5.00	273.50	276.50
outboard-rh-2	-5.00	275.00	278.50

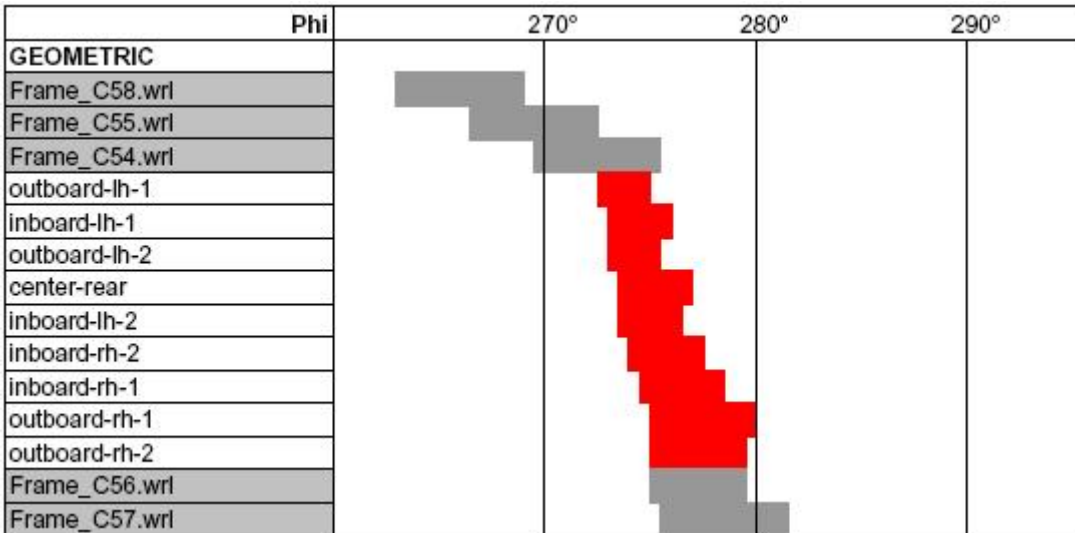


Bild 0.7 Impact right outer fan burst

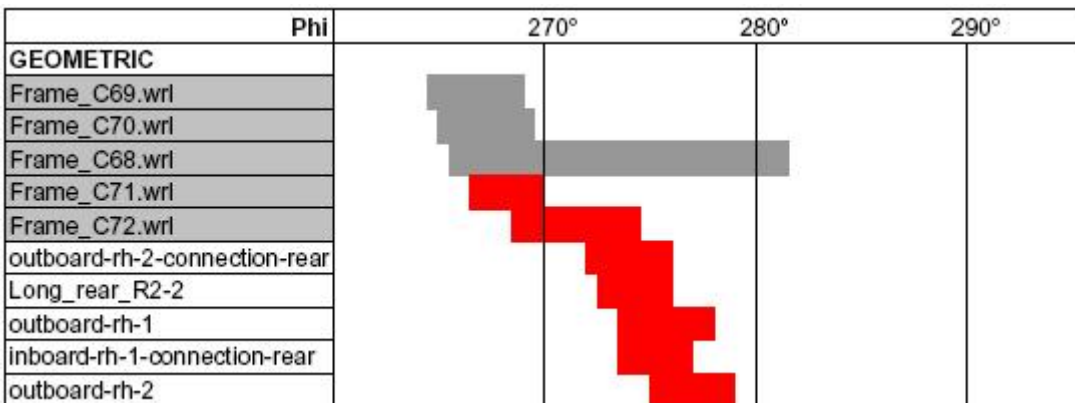


Bild 0.8 Impact right outer low pressure turbine burst

Anhang F Auswertung

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38	
			type/class	ATA	Number	System Layout Concept (conventional)												
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (a)	y					y				y						Durch die Skalierung der AGU und der Leitungen, sowie der Adaption von Teilstücken bereits gebauten Leitungsnetzen wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (b)	y	y			y	y				y						Durch das Zusammenwirken der angepassten Be- und Entlüftungssysteme, sowie der Installation der Sauerstoffmasken im Flugdeckbereich wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (c)	y	y			y	y				y						Im Falle der Fehlfunktion der Klimaanlage kann die Notfallluftversorgung (ATA21-55) an den beiden Mischeinheiten zur Luftversorgung genutzt werden.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (d)																(Ein Konzept für die Flugdeck Be- und Entlüftung ist noch nicht erstellt worden.)
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (e)	(y)															Ein Systemmodell für die Be- und Entlüftung des Flugdecks ist noch nicht erstellt worden. Die Temperatur wird für das Flugdeck und Besatzungsräume unabhängig von anderen Temperaturzonen im Passagierbereich regelbar sein.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (f)																Diese Anforderung trifft für das VELA2 Flugzeug nicht zu.
Certification	21	JAR 25.841 Pressurised cabins (a)						y	y									Das System ATA 21-50 liefert ausgehend von 11lb/pax/min die erforderliche Luftmenge von 7.77 kg/s und das Druckregelsystem ATA21-30 wird von der A380 übernommen und die Geräte werden skaliert.
Certification	21	JAR 25.841 Pressurised cabins (b)						y										Beim ATA 21-30 System des VELA2 Flugzeuges sind Platzhalter für acht Druckregelventile mit Druckbegrenzungsfunktion in der Bilge, sowie acht Negativdruckbegrenzungventile an den hinteren Druckschichten vorgesehen. Genauere Untersuchungen müssen noch erfolgen.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (a)								(y)								Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs an gleicher Position wie bei der A380 integriert sind wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (b)								(y)								Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs der Bauweise der A380 AGUs entsprechen sollen, wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (c)								(y)								Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs der Bauweise der A380 AGUs entsprechen sollen, wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (d)								(y)								Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs an gleicher Position wie bei der A380 integriert sind wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Maintenance	21	M-0001	(y)	(y)	(y)						(y)	(y)						Die Messblenden sind noch nicht integriert, aber der Bauraum um die Mischeinheit bietet ausreichend Platz für die Installation.
Functional	21	F-0001	(y)	(y)								(y)						Der Bauraum für die Temperatursensoren wurde noch nicht reserviert, wird durch die geringe Größe der Sensoren aber als unkritisch bewertet.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38	
			type/class	ATA	Number	3D Model of System Layout Concept (alternativ)												
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (a)	y					y				y						Durch die Skalierung der AGU und der Leitungen, sowie der Adaption von Teilstücken bereits gebauten Leitungsnetzen wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (b)	y	y			y	y				y					y	Durch das Zusammenwirken der angepassten Be- und Entlüftungssysteme, sowie der Installation der Sauerstoffmasken im Flugdeckbereich wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (c)	y	y			y	y				y						Im Falle der Fehlfunktion der Klimaanlage kann die Notfallluftversorgung (ATA21-55) an den beiden Mischeinheiten zur Luftversorgung genutzt werden.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (d)																(Ein Konzept für die Flugdeck Be- und Entlüftung ist noch nicht erstellt worden.)
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (e)																Ein Systemmodell für die Be- und Entlüftung des Flugdecks ist noch nicht erstellt worden. Die Temperatur wird für das Flugdeck und Besatzungsräume unabhängig von anderen Temperaturzonen im Passagierbereich regelbar sein.
Certification	21	JAR 25.831 Ventilation (f)																Diese Anforderung trifft für das VELA2 Flugzeug nicht zu.
Certification	21	JAR 25.841 Pressurised cabins (a)						y	y									Das System ATA 21-50 liefert ausgehend von 11lb/pax/min die erforderliche Luftmenge von 7.77 kg/s und das Druckregelsystem ATA21-30 wird von der A380 übernommen und die Geräte werden skaliert.
Certification	21	JAR 25.841 Pressurised cabins (b)						y										Beim ATA 21-30 System des VELA2 Flugzeuges sind Platzhalter für acht Druckregelventile mit Druckbegrenzungsfunktion in der Bilge, sowie acht Negativdruckbegrenzungventile an den hinteren Drucksparnten vorgesehen. Genauere Untersuchungen müssen noch erfolgen.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (a)																Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs an gleicher Position wie bei der A380 integriert sind wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (b)																Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs der Bauweise der A380 AGUs entsprechen sollen, wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (c)																Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs der Bauweise der A380 AGUs entsprechen sollen, wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Certification	21	JAR 25.1461 Equipment containing high energy rotors (d)																Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Da die AGUs an gleicher Position wie bei der A380 integriert sind wird die Anforderung als erfüllbar und nicht kritisch gewertet.
Maintenance	21	M-0001		(y)	(y)	(y)						(y)	(y)					Die Messblenden sind noch nicht integriert, aber der Bauraum um die Mischeinheit bietet ausreichend Platz für die Installation.
Functional	21	F-0001		(y)	(y)								(y)					Der Bauraum für die Temperatursensoren wurde noch nicht reserviert, wird durch die geringe Größe der Sensoren aber als unkritisch bewertet.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38	
			type/class	ATA	Number	System Layout Concept (conventional)												
Certification	26	JAR 25.851 Fire extinguishers (a)																Diese Anforderung betrifft das ATA 26-24 Portable Fire Extinguishing, das in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt wird, da die Positionierung stark von der Konstruktion der Kabinenelemente abhängt.
Certification	26	JAR 25.851 Fire extinguishers (b)												y				Das Feuerlöschsystem in den Toiletten (ATA26-25) wird von der A380 übernommen. Das Feuerlöschsystem für den Frachtraum (ATA26-23) wird von der A380 übernommen und die Anzahl der installierten Flaschen wird proportional zum Frachtraumvolumen verdoppelt.
Certification	26	JAR 25.854 Lavatory fire protection (a)											y					Alle Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden wie bisherige Flugzeugtoiletten mit entsprechenden Rauchmeldern ausgerüstet.
Certification	26	JAR 25.854 Lavatory fire protection (b)											y	y				Die Flugzeugtoilette wird als eine Platzhalter repräsentiert. Die Toilette wird als komplett ausgerüstete Baugruppe betrachtet und die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Certification	26	JAR 25.855 Cargo or baggage compartments [(f)]											y					Die Rauchmelder sind in Gehäusen unter Decke positioniert. Die Gehäuse sind mit einem Gitter versehen, damit keine Gepäck- oder Frachtstücke den Rauchmelder abdecken. Zwischen Fracht und Decke ist eine ausreichender Abstand vorgesehen.
Certification	26	JAR 25.855 Cargo or baggage compartments [(h)]																Diese Anforderung muss mit Test im gebauten Flugzeug oder Mockup erfüllt werden.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (a)											y					Die Feuerschutzanlage wird von der A380 übernommen. Im Falle eine Feuers wird durch die "Smoke Detection Control Unit", die Signale von den betroffenen Rauchmeldern bekommt, ein Signal im Flugdeckbereich ausgelöst.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (b)											y					Die Feuerschutzanlage wird von der A380 übernommen. Die Rauchmelder müssen so eingestellt sein, dass ein Feuer frühzeitig identifiziert wird.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (c)											y					Über die Funktionsprüfung der Schaltkreise der Rauchdetektoren sind keine Informationen verfügbar. Die Feuerschutzanlage wird von der A380 übernommen und die Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (d)																Diese Anforderung muss mit Test im gebauten Flugzeug oder Mockup des Flugzeugs geprüft werden und kann nicht anhand der Systemmodelle geprüft werden.
Certification	26	JAR 25.869 Fire protection: systems (c)													y			Alle Sauerstoffleitungen sind über dem Kabinendach verlegt. Damit soll ein ausreichender Abstand zu anderen Systemen eingehalten werden.
Certification	26	JAR 25.1197 Fire-extinguishing agents (a)												y				Es wird das gleiche Feuerlöschmittel wie bei der A380 Feuerschutzanlage verwendet. Daher wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-1B	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38	
type/class	ATA	Number	3D Model of System Layout Concept (alternativ)														remarks/means (Bemerkungen/Maßnahmen)	
Certification	26	JAR 25.851 Fire extinguishers (a)																Diese Anforderung betrifft das ATA 26-24 Potable Fire Extinguishing, das in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt wird, da die Positionierung stark von der Konstruktion der Kabinenelemente abhängt.
Certification	26	JAR 25.851 Fire extinguishers (b)												y				Das Feuerlöschsystem in den Toiletten (ATA26-25) wird von der A380 übernommen. Das Feuerlöschsystem für den Frachtraum (ATA26-23) wird von der A380 übernommen und die Anzahl der installierten Flaschen wird proportional zum Frachtraumvolumen verdoppelt.
Certification	26	JAR 25.854 Lavatory fire protection (a)											y					Alle Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden wie bisherige Flugzeugtoiletten mit entsprechenden Rauchmeldern ausgerüstet.
Certification	26	JAR 25.854 Lavatory fire protection (b)											y	y				Die Flugzeugtoilette wird durch einen Platzhalter repräsentiert. Die Toilette wird als komplett ausgerüstete Baugruppe betrachtet und die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Certification	26	JAR 25.855 Cargo or baggage compartments [(f)]											y					Die Rauchmelder sind in Gehäusen unter Decke positioniert. Die Gehäuse sind mit einem Gitter versehen, damit keine Gepäck- oder Frachtstücke den Rauchmelder abdecken. Zwischen Fracht und Decke ist eine ausreichender Abstand vorgesehen.
Certification	26	JAR 25.855 Cargo or baggage compartments [(h)]																Diese Anforderung muss mit Test im gebauten Flugzeug oder Mockup erfüllt werden.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (a)											y					Die Feuerschutzanlage wird von der A380 übernommen. Im Falle eine Feuers wird durch die "Smoke Detection Control Unit", die Signale von den betroffenen Rauchmeldern bekommt, ein Signal im Flugdeckbereich ausgelöst.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (b)											y					Die Feuerschutzanlage wird von der A380 übernommen. Die Rauchmelder müssen so eingestellt sein, dass ein Feuer frühzeitig identifiziert wird.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (c)											y					Über die Funktionsprüfung der Schaltkreise der Rauchdetektoren sind keine Informationen verfügbar. Die Feuerschutzanlage wird von der A380 übernommen und die Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	26	JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems (d)																Diese Anforderung muss mit Test im gebauten Flugzeug oder Mockup des Flugzeugs geprüft werden und kann nicht anhand der Systemmodelle geprüft werden.
Certification	26	JAR 25.869 Fire protection: systems (c)													y			Alle Sauerstoffleitungen sind über dem Kabinendach verlegt. Damit soll ein ausreichender Abstand zu anderen Systemen eingehalten werden.
Certification	26	JAR 25.1197 Fire-extinguishing agents (a)												y				Es wird das gleiche Feuerlöschmittel wie bei der A380 Feuerschutzanlage verwendet. Daher wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA 21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38			
			type/class	ATA	Number	System Layout Concept (conventional)													remarks/means (Bemerkungen/Maßnahmen)	
Certification	35	JAR 25.1439 Protective breathing equipment (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Im Flugdeckbereich werden vier Maskencontainer installiert. In den Ruheräumen werden drei Container mit mindestens je vier Masken und zwei Container mit mindestens je zwei Masken installiert. An den Küchen wird jeweils ein Container mit mindesten zwei Masken installiert.
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Die Untersuchten Systeme des VELA2 Flugzeuges erfüllen die folgenden Paragraphen JAR 25.1443 bis 25.1453. Details und Bemerkungen sind unter dem jeweiligen Paragraphen aufgelistet.
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (b)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Mit den in dieser Untersuchten Systemen ist diese Anforderung erfüllt.
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (c)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Die "Oxygen System Control Unit" bringt die Füllstände durch auslesen der Daten an den Druckbegrenzern "pressure reducer" und den in der Nähe der Flaschen Positionierten Temperatursensor "temperatur transducer" im Cockpit zur Anzeige.
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (d)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Diese Anforderung trifft für das VELA2 Flugzeug (nach heutigem Kenntnisstand) nicht zu.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Die Besatzungsmitglieder sollen von einem (on demand) Sauerstoffsystem versorgt werden. Daher wird die Überprüfung nach Paragraph (b) erfolgen.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (b)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Diese Anforderung kann nicht direkt geprüft werden. Das Sauerstoffsystem der A380 mit den entsprechenden Reglern und der angepassten Sauerstoffbevorratung wird für das VELA2 Flugzeug übernommen, damit wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (c)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Diese Anforderung kann nicht direkt geprüft werden. Das Sauerstoffsystem der A380 mit den entsprechenden Reglern und der angepassten Sauerstoffbevorratung wird für das VELA2 Flugzeug übernommen, damit wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (d)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Eine Sauerstoffversorgung für Erste-Hilfe-Massnahmen wird in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (e)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Das Portable Oxygen System wird in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt, da es kein fest installiertes System ist. Die Position der tragbaren Sauerstoffgeräte ist stark von der zu konstruierenden Kabinenumgebung abhängig.
Certification	35	JAR 25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Die Sauerstoffversorgung für Passagiere und Besatzung ist beim VELA2 Flugzeug getrennt aufgebaut.
Certification	35	JAR 25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system (b)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Das Portable Oxygen System wird in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt, da es kein fest installiertes System ist.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA 21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38			
type/class	ATA	Number	3D Model of System Layout Concept (alternativ)														remarks/means (Bemerkungen/Maßnahmen)			
Certification	35	JAR 25.1439 Protective breathing equipment (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Im Flugdeckbereich werden vier Maskencontainer installiert. In den Ruheräumen werden drei Container mit mindestens je vier Masken und zwei Container mit mindestens je zwei Masken installiert. An den Küchen wird jeweils ein Container mit mindesten zwei Masken installiert.
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Die Untersuchten Systeme des VELA2 Flugzeuges erfüllen die folgenden Paragraphen JAR 25.1443 bis 25.1453. Details und Bemerkungen sind unter dem jeweiligen Paragraphen aufgelistet.
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (b)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	hier noch schreiben wie sauerstoffmenge ermittelt wird...
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (c)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Die "Oxygen System Control Unit" bringt die Füllstände durch auslesen der Daten an den Druckbegrenzern "pressure reducer" und den in der Nähe der Flaschen Positionierten Temperatursensor "temperatur transducer" im Cockpit zur Anzeige.
Certification	35	JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply (d)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Diese Anforderung trifft für das VELA2 Flugzeug (nach heutigem Kenntnisstand) nicht zu.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Diese Anforderung kann nicht direkt geprüft werden. Das Sauerstoffsystem der A380 mit den entsprechenden Reglern und der angepassten Sauerstoffbevorratung für das VELA2 Flugzeug wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (b)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Diese Anforderung kann nicht direkt geprüft werden. Das Sauerstoffsystem der A380 mit den entsprechenden Reglern und der angepassten Sauerstoffbevorratung wird für das VELA2 Flugzeug übernommen, damit wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (c)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Diese Anforderung kann nicht direkt geprüft werden. Das Sauerstoffsystem der A380 mit den entsprechenden Reglern und der angepassten Sauerstoffbevorratung wird für das VELA2 Flugzeug übernommen, damit wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (d)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Eine Sauerstoffversorgung für Erste-Hilfe-Massnahmen wird in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt.
Certification	35	JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen (e)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Das Portable Oxygen System wird in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt, da es kein fest installiertes System ist. Die Position der tragbaren Sauerstoffgeräte ist stark von der zu konstruierenden Kabinenumgebung abhängig.
Certification	35	JAR 25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system (a)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	y	Die Sauerstoffversorgung für Passagiere und Besatzung ist beim VELA2 Flugzeug getrennt aufgebaut.
Certification	35	JAR 25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system (b)	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	Das Portable Oxygen System wird in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt, da es kein fest installiertes System ist.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA 21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38		
			type/class	ATA	Number	System Layout Concept (conventional)													
Certification	38	JAR 25X799 Water Systems																	(y) Die elektrischen Systeme gehören zu den besonders gefährdeten Systemen. Die Leitungen des ATA38 werden im Hauptdeckbereich und darunter verlegt. Kabelbäume sollten möglichst darüber verlegt werden. Da der Bauraum über dem Kabinendachbereich relativ groß ist, wird die Erfüllung dieser Anforderung beim VELA2 Flugzeug als unkritisch bewertet.
Certification	38	JAR 25.1455 Draining of fluids subject to freezing																	y Die Entwässerungspunkte werden elektrisch beheizt. Die Position ist im hinteren Rumpfbereich hinter den Fahrwerksschächten gewählt worden, so dass keine Antennen oder andere Komponenten von Eisstücken getroffen werden.
Functional	38	F-0050																	y Die Leitungen werden mit einem Gefällewinkel installiert. Wenn das Flugzeug waagrecht am Boden steht, kann das Frischwassersystem der Toiletten (und Küchen) ohne Spülung gereinigt und entwässert werden.
Functional	38	F-0051																	y Die Leitungen von Frisch- und Abwassersystem werden getrennt isoliert.
Functional	38	F-0052																	y Eine Wasseraufbereitungseinheit "water treatment unit" wird für die kontinuierliche Reinigung des Frischwassers sorgen.
Functional	38	F-0053																	y Das vorgesehene Gefälle in den Leitungen soll die Ansammlung von Wasser und damit die Vereisung verhindern.
	38	F-0054																	y Durch das Schließen des "self-drain-valves" am Boden, wird das Abwasser in die Tanks befördert.
Functional	38	F-0055																	y Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0056																	y Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Beim VELA Flugzeug werden zunächst möglichst große Rohrdurchmesser von ca. 80mm gewählt. Damit dürfte die Erfüllung der Anforderung unkritisch sein.
Functional	38	F-0057																	(y) Der Wasserfilter wird innerhalb der Toilettenräume installiert. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als nicht kritisch gewertet.
Functional	38	F-0058																	y Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0059																	y Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.

Functional	38	F-0060		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0061		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0062		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Maintenance	38	M-0043		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0063		y	Es wurde ein relative großer Biegeradius von 85mm für alle Vakuumleitungen des Abwassersystems gewählt. Damit wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Safety	38	S-0022		n	Da das Hydraulik- und Elektriksystem noch nicht integriert sind, kann diese Anforderung noch nicht geprüft werden.
Performance	38	P-0001		y	Es wird ein Systemmodell für das Dreiklassenlayout des VELA2 Flugzeugs erstellt. Leitungen für alternative Positionen für Toiletten und Küchen werden in diesem Modell nicht vorgesehen.
Functional	38	F-0064		y	Die Rohrleitungen werden so installiert, dass ein ausreichender Abstand zur Aussenhaut eingehalten wird. Im Bereich der Fahrwerksschächte werden Heizgeräte und Isolierungen vorgesehen.
Performance	38	P-0002		y	Die Vakuumleitungen werden möglichst geradlinig verlegt.
Maintenance	38	M-0044		y	Durch die Installation der Vakuumleitungen direkt unter dem Kabinenfußboden, sind die Kupplungen gut erreichbar.
Functional	38	F-0065		y	Die Wasserleitungen im Bereich der Fahrwerksschächte werden isoliert.
Maintenance	38	M-0045		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0066		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Maintenance	38	M-0046		n	Das "self-drain-valve" ist im hinteren Bereich des Flugzeuges installiert. Da die gesamte Unterseite des VELA2 Flugzeugs am Boden nur mit Hilfsgeräten wie Hebebühnen erreichbar ist, und hier der hintere Frachtladebereich liegt kann diese Anforderung nicht erfüllt werden.
Functional	38	F-0067		n	Bei den Frischwasserleitungen der Toiletten (und Küchen) konnte nur ein Winkel von mindestens 1° in y-Richtung realisiert werden.

Functional	38	F-0068			(y)	Die Wasserfilter sind in den Systemmodellen noch nicht integriert. Die Erfüllung dieser Anforderung wird aber als unkritisch eingeschätzt.
Functional	38	F-0069			n	Bei den 'Grauwasserleitungen der Toiletten (und Küchen) konnte nur ein Winkel von mindestens 1° in y-Richtung realisiert werden.
Functional	38	F-0070			y	Wenn das VELA2 Flugzeug waagrecht am Boden steht ist die Entwässerung der Waschräume möglich.
Functional	38	F-0071			(y)	Die Wasserleitungen werden mit Gefälle und möglichst wenig Biegungen installiert. Jedoch gibt es Einschränkungen bei quer durch des Flugzeug verlaufenden Frisch- und Grauwasserleitungen. Durch den geringen Einbauraum im Fussboden können keine Gefälle über die gesamte Leitungslänge realisiert werden.
Functional	38	F-0072			y	Die Toiletten und Küchen werden wie in bisherigen Flugzeugen ausgelegt. Die Biegeradien aller Wasserleitungen sind größer als der Durchmesser gewählt.
Functional	38	F-0073			y	Die Toiletten werden als eine Baugruppe betrachtet. Die entsprechenden Ab- und Überläufe müssen innerhalb der Toilette an die Abwasserleitung angeschlossen werden. Das wird als machbar und unkritisch bewertet.
Functional	38	F-0074			y	Alle Vakuumleitungen werden möglichst geradlinig installiert, um Verstopfungen und damit Reinigungsarbeiten zu vermeiden.

Requirements			ATA 21-21	ATA 21-23	ATA 21-26 / 21-29	ATA 21-28	ATA 21-30	ATA 21-50	ATA 21-55	ATA 21-61	ATA 21-62	ATA 21-63	ATA 26-15 / 26-18	ATA 26-23 / 26-25	ATA 35	ATA 36	ATA 38	
type/class	ATA	Number	3D Model of System Layout Concept (alternativ)														remarks/means (Bemerkungen/Maßnahmen)	
Certification	38	JAR 25X799 Water Systems																Die elektrischen Systeme gehören zu den besonders gefährdeten Systemen. Die Leitungen des ATA38 werden im Hauptdeckbereich und darunter verlegt. Kabelbäume sollten möglichst darüber verlegt werden. Da der Bauraum über dem Kabinendachbereich relativ groß ist, wird die Erfüllung dieser Anforderung beim VELA2 Flugzeug als unkritisch bewertet.
Certification	38	JAR 25.1455 Draining of fluids subject to freezing																Die Entwässerungspunkte werden elektrisch beheizt. Die Position ist im hinteren Rumpfbereich hinter den Fahrwerksschächten gewählt worden, so dass keine Antennen oder andere Komponenten von Eisstücken getroffen werden.
Functional	38	F-0050																Die Leitungen werden mit einem Gefällewinkel installiert. Wenn das Flugzeug waagrecht am Boden steht, kann das Frischwassersystem der Toiletten (und Küchen) ohne Spülung gereinigt und entwässert werden.
Functional	38	F-0051																Die Leitungen von Frisch- und Abwassersystem werden getrennt isoliert.
Functional	38	F-0052																Eine Wasseraufbereitungseinheit "water treatment unit" wird für die kontinuierliche Reinigung des Frischwassers sorgen.
Functional	38	F-0053																Das vorgesehene Gefälle in den Leitungen soll die Ansammlung von Wasser und damit die Vereisung verhindern.
	38	F-0054																Durch das Schließen des "self-drain-valves" am Boden, wird das Abwasser in die Tanks befördert.
Functional	38	F-0055																Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0056																Diese Anforderung ist nicht direkt prüfbar. Beim VELA Flugzeug werden zunächst möglichst große Rohrdurchmesser gewählt. Damit dürfte die Erfüllung der Anforderung unkritisch sein.
Functional	38	F-0057																Der Wasserfilter wird innerhalb der Toilettenräume installiert. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als nicht kritisch gewertet.
Functional	38	F-0058																Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0059																Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.

Functional	38	F-0060		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0061		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0062		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Maintenance	38	M-0043		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0063		y	Es wurde ein relative großer Biegeradius von 85mm für alle Vakuumleitungen des Abwassersystems gewählt. Damit wird diese Anforderung als erfüllt gewertet.
Safety	38	S-0022		n	Da das Hydraulik- und Elektriksystem noch nicht integriert sind, kann diese Anforderung noch nicht geprüft werden.
Performance	38	P-0001		y	Es wird ein Systemmodell für das Dreiklassenlayout des VELA2 Flugzeugs erstellt. Leitungen für alternative Positionen für Toiletten und Küchen werden in diesem Modell nicht vorgesehen.
Functional	38	F-0064		y	Die Rohrleitungen werden so installiert, dass ein ausreichender Abstand zur Aussenhaut eingehalten wird. Im Bereich der Fahrwerksschächte werden Heizgeräte und Isolierungen vorgesehen.
Performance	38	P-0002		y	Die Vakuumleitungen werden möglichst geradlinig verlegt.
Maintenance	38	M-0044		y	Durch die Installation der Vakuumleitungen direkt unter dem Kabinenfußboden, sind die Kupplungen gut erreichbar.
Functional	38	F-0065		y	Die Wasserleitungen im Bereich der Fahrwerksschächte werden isoliert.
Maintenance	38	M-0045		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Functional	38	F-0066		y	Diese Anforderung ist von den Komponenten innerhalb des Toilettenraumes zu erfüllen, ist also nicht direkt prüfbar. Die Toiletten des VELA2 Flugzeugs werden den bereits gebauten Toiletten anderer Flugzeuge entsprechen. Die Anforderung wird als erfüllt gewertet.
Maintenance	38	M-0046		n	Das "self-drain-valve" ist im hinteren Bereich des Flugzeuges installiert. Da die gesamte Unterseite des VELA2 Flugzeugs am Boden nur mit Hilfsgeräten wie Hebebühnen erreichbar ist, und hier der hintere Frachtladebereich liegt kann diese Anforderung nicht erfüllt werden.
Functional	38	F-0067		n	Bei den Frischwasserleitungen der Toiletten (und Küchen) konnte nur ein Winkel von mindestens 1° in y-Richtung realisiert werden.

Anhang G Gewichtsberechnung

Konstanten

Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²m] 550,00
 Isolierung [g/m²m] 250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-21 konventionell								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
500,00	340,00	170,00	250,00	1,24	13,64	16,88	1,28	17,52
340,00	105,00	52,50	170,00	0,67	36,01	24,03	0,71	25,52
330,00	220,00	110,00	165,00	0,78	175,06	136,39	0,83	144,54
310,00	115,00	57,50	155,00	0,62	11,11	6,86	0,66	7,34
150,00	150,00	75,00	75,00	0,38	38,17	14,38	0,42	16,18
140,00	140,00	70,00	70,00	0,35	583,26	201,46	0,39	228,93
Total:						<u>400,00</u>	Total: <u>440,02</u>	

Steigleitungen (isoliertes Paket von Leitungen mit kreisförmigen Querschnitten)

ATA21-21 konventionell								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
140,00	140,00	70,00	70,00	0,35	112,23	38,77	X	X
140,00	140,00	70,00	70,00	X	112,23	X	0,39	44,05

Anzahl der Leitungen pro Paket:

6,00

Total: 232,59

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 123,46

Total: 167,51

Masse Prepreg: 347,93 kg
 Masse Isolierung: 151,88 kg

Total (Frischluftkanäle): 499,81 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-21 konventionell								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
210,00	210,00	105,00	105,00	0,57	101,62	57,44	0,61	62,22
195,00	195,00	97,50	97,50	0,52	8,89	4,61	0,57	5,03
175,00	175,00	87,50	87,50	0,46	18,26	8,31	0,50	9,17
150,00	150,00	75,00	75,00	0,38	6,66	2,51	0,42	2,82
Total:						<u>72,86</u>	Total: <u>79,24</u>	

Flachkanäle (isoliertes Paket von Leitungen mit kreisförmigen Querschnitten)

ATA21-21 konventionell								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
105,00	105,00	52,50	52,50	0,24	46,50	10,95	X	X
105,00	105,00	52,50	52,50	X	46,50	X	0,28	13,14

Anzahl der Leitungen pro Paket:

4,00

Total: 43,80

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 20,92

Total: 34,06

Masse Prepreg: 64,17 kg
 Masse Isolierung: 28,33 kg

Total (Rezirkulationsluftkanäle): 92,49 kg

Total (ATA21-21 konventionell): 592,30 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-21 alternativ									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
500,00	340,00	170,00	250,00	1,24	14,95	18,51	1,28	19,20	
340,00	105,00	52,50	170,00	0,67	36,01	24,03	0,71	25,52	
330,00	220,00	110,00	165,00	0,78	126,24	98,35	0,83	104,23	
310,00	115,00	57,50	155,00	0,62	11,11	6,86	0,66	7,34	
150,00	150,00	75,00	75,00	0,38	34,12	12,86	0,42	14,46	
140,00	140,00	70,00	70,00	0,35	583,26	201,46	0,39	228,93	
Total:						<u>362,06</u>	Total:		<u>399,69</u>

Masse Prepreg: 199,13 kg
 Masse Isolierung: 99,92 kg

Total (Frischlufkanäle): 299,06 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-21 alternativ									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
210,00	210,00	105,00	105,00	0,57	125,14	70,73	0,61	76,62	
195,00	195,00	97,50	97,50	0,52	8,89	4,61	0,57	5,03	
175,00	175,00	87,50	87,50	0,46	18,26	8,31	0,50	9,17	
150,00	150,00	75,00	75,00	0,38	6,66	2,51	0,42	2,82	
Total:						<u>86,16</u>	Total:		<u>93,64</u>

Flachkanäle (isoliertes Paket von Leitungen mit kreisförmigen Querschnitten)

ATA21-21 alternativ									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
105,00	105,00	52,50	52,50	0,24	46,50	10,95	X	X	
105,00	105,00	52,50	52,50	X	46,50	X	0,28	13,14	

Anzahl der Leitungen pro Paket: 4,00 **Total:** 43,80

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 20,92

Total: 34,06

Steigleitungen (isoliertes Paket von Leitungen mit kreisförmigen Querschnitten)

ATA21-21 alternativ									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
95,00	95,00	47,50	47,50	0,20	84,87	17,32	X	X	
95,00	95,00	47,50	47,50	X	84,87	X	0,25	21,32	

Anzahl der Leitungen pro Paket: 4,00 **Total:** 69,29

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 33,10

Total: 54,42

Masse Prepreg: 109,58 kg
 Masse Isolierung: 45,53 kg

Total (Rezirkulationsluftkanäle) 155,12 kg

Total (ATA21-21 alternativ): 454,17 kg

Konstanten

Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²m] 550,00
 Isolierung [g/m²m] X

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-23								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
548,00	243,00	121,50	274,00	1,20	12,44	14,92	X	X
420,00	138,00	69,00	210,00	0,85	7,69	6,54	X	X
325,00	325,00	162,50	162,50	0,93	125,04	115,82	X	X
320,00	320,00	160,00	160,00	0,91	5,34	4,86	X	X
195,00	195,00	97,50	97,50	0,52	8,18	4,24	X	X
80,00	80,00	40,00	40,00	0,16	46,43	7,29	X	X
50,00	50,00	25,00	25,00	0,06	52,29	3,28	X	X

Total: 156,96 Total: 0,00

Masse Prepreg: 86,33 kg
 Masse Isolierung: 0,00 kg

Total: 86,33 kg

Kostanten

Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²m] 550,00
 Isolierung [g/m²m] 250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-26 und 21-29 konventionell								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
230,00	230,00	115,00	115,00	0,63	1,52	0,95	0,68	1,02
325,00	325,00	162,50	162,50	0,93	24,96	23,12	0,97	24,30
450,00	165,00	82,50	225,00	0,93	3,91	3,65	0,98	3,82

Total: 27,72 Total: 29,14

Masse Prepreg: 15,25 kg
 Masse Isolierung: 7,29 kg

Total: 22,53 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-26 und 21-29 alternativ								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
230,00	230,00	115,00	115,00	0,63	1,52	0,95	0,68	1,02
325,00	325,00	162,50	162,50	0,93	22,17	20,54	0,97	21,58
450,00	165,00	82,50	225,00	0,93	8,61	8,03	0,98	8,41

Total: 29,53 Total: 31,02

Masse Prepreg: 16,24 kg
 Masse Isolierung: 7,75 kg

Total: 23,99 kg

Konstanten

Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²m] 550,00
 Isolierung [g/m²m] 250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-28 konventionell										
	D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]	
Frischlufthkanäle	131,60	131,60	65,80	65,80	0,32	8,37	2,67	X	X	
	325,00	113,00	56,50	162,50	0,64	4,89	3,15	X	X	
	320,00	120,00	60,00	160,00	0,64	0,93	0,59	X	X	
	245,00	245,00	122,50	122,50	0,68	13,29	8,97	X	X	
	195,00	195,00	97,50	97,50	0,52	8,75	4,53	X	X	
	165,00	165,00	82,50	82,50	0,42	0,98	0,42	X	X	
	150,00	150,00	75,00	75,00	0,38	3,25	1,22	X	X	
	130,00	130,00	65,00	65,00	0,31	2,25	0,71	X	X	
	100,00	100,00	50,00	50,00	0,22	14,43	3,17	X	X	
	Total:						<u>25,43</u>	Total:	<u>0,00</u>	

Masse Prepreg: 13,99 kg
 Masse Isolierung: 0,00 kg

Total (Frischlufthkanäle): 13,99 kg

Konstanten

Isolierschichtdic 15,00
 Prepreg Lagen 1100,00
 Isolierung [g/m*250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-50 konventionell									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m*m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m*m]	
500,00	500,00	250,00	250,00	1,48	11,79	17,40	1,52	17,95	
Total:						<u>17,40</u>		<u>17,95</u>	

Masse Prepreg 19,13 kg
 Masse Isolierung 4,49 kg

Total: 23,62 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-50 alternativ									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m*m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m*m]	
500,00	500,00	250,00	250,00	1,48	7,54	11,13	1,52	11,49	
Total:						<u>11,13</u>		<u>11,49</u>	

Masse Prepreg 12,25 kg
 Masse Isolierung 2,87 kg

Total: 15,12 kg

Konstanten

Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²m] 550,00
 Isolierung [g/m²m] 250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-55 konventionell									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]	
200,00	200,00	100,00	100,00	0,53	6,76	3,61	0,58	3,93	
220,00	220,00	110,00	110,00	0,60	7,05	4,20	0,64	4,54	
280,00	280,00	140,00	140,00	0,79	0,49	0,39	0,83	0,41	

Total: 8,20 Total: 8,87

Masse Prepreg: 4,51 kg
 Masse Isolierung: 2,22 kg

Total: 6,73 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-55 alternativ									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]	
200,00	200,00	100,00	100,00	0,53	12,04	6,43	0,58	6,99	
220,00	220,00	110,00	110,00	0,60	12,37	7,38	0,64	7,96	
280,00	280,00	140,00	140,00	0,79	14,72	11,55	0,83	12,25	

Total: 25,36 Total: 27,20

Masse Prepreg: 13,95 kg
 Masse Isolierung: 6,80 kg

Total: 20,75 kg

Konstanten

Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²] 550,00
 Isolierung [g/m²] 250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-61 konventionell								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]
45,00	45,00	22,50	22,50	0,05	11,73	0,55	0,09	1,11
120,00	120,00	60,00	60,00	0,28	22,36	6,32	0,33	7,37
142,00	142,00	71,00	71,00	0,35	13,87	4,88	0,40	5,53

Total: 11,75 Total: 14,01

Masse Prepreg: 6,46 kg
 Masse Isolierung: 3,50 kg

Total: 9,96 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-61 alternativ								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]
45,00	45,00	22,50	22,50	0,05	10,39	0,49	0,09	0,98
120,00	120,00	60,00	60,00	0,28	33,95	9,59	0,33	11,19
142,00	142,00	71,00	71,00	0,35	12,19	4,29	0,40	4,86

Total: 14,37 Total: 17,04

Masse Prepreg: 7,90 kg
 Masse Isolierung: 4,26 kg

Total: 12,16 kg

Konstanten
 Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²] 550,00
 Isolierung [g/m²] 250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-62 konventionell									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
230,00	230,00	115,00	115,00	0,63	23,49	14,75	0,68	15,86	
325,00	325,00	162,50	162,50	0,93	9,07	8,40	0,97	8,82	
106,20	106,20	53,10	53,10	0,24	1,01	0,24	0,29	0,29	

Total: 23,39 Total: 24,97

Flachkanäle (isoliertes Paket von Leitungen mit kreisförmigen Querschnitten)

ATA21-62 konventionell									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
90,00	90,00	45,00	45,00	0,19	44,58	8,40	X	X	
90,00	90,00	45,00	45,00	X	44,58	X	0,24	10,50	

Anzahl der Leitungen pro Paket: 4,00

Total: 33,59

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 16,05

ATA21-62 konventionell									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
90,00	90,00	45,00	45,00	0,19	18,43	3,47	X	X	
90,00	90,00	45,00	45,00	X	18,43	X	0,24	4,34	

Anzahl der Leitungen pro Paket: 7,00

Total: 24,30

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 13,27

Total: 44,15

Heißluftleitung:

ATA21-62 konventionell									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²]	
130,00	130,00	65,00	65,00	0,31	7,53	2,36	0,36	2,72	
44,50	44,50	22,25	22,25	0,05	1,14	0,05	0,09	0,11	

Total: 2,42 Total: 2,82

Masse Prepreg: 46,04 kg
 Masse Isolierung: 17,99 kg

Total: 64,02 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-62 alternativ								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
230,00	230,00	115,00	115,00	0,63	23,38	14,68	0,68	15,78
325,00	325,00	162,50	162,50	0,93	7,68	7,12	0,97	7,48
106,20	106,20	53,10	53,10	0,24	0,64	0,15	0,29	0,18
550,00	244,00	122,00	275,00	1,20	9,05	10,91	1,25	11,31
Total:						<u>32,86</u>	Total: <u>34,76</u>	

Flachkanäle (isoliertes Paket von Leitungen mit kreisförmigen Querschnitten)

ATA21-62 alternativ								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
90,00	90,00	45,00	45,00	0,19	45,16	8,51	X	X
90,00	90,00	45,00	45,00	X	45,16	X	0,24	10,64
Anzahl der Leitungen pro Paket:						<u>4,00</u>	Total: <u>34,03</u>	

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 16,26

ATA21-62 alternativ								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
90,00	90,00	45,00	45,00	0,19	18,43	3,47	X	X
90,00	90,00	45,00	45,00	X	18,43	X	0,24	4,34
Anzahl der Leitungen pro Paket:						<u>7,00</u>	Total: <u>24,30</u>	

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 13,27

Total: 44,50

Heißluftleitung:

ATA21-62 alternativ								
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]
130,00	130,00	65,00	65,00	0,31	7,53	2,36	0,36	2,72
44,50	44,50	22,25	22,25	0,05	1,14	0,05	0,09	0,11
Total:						<u>2,42</u>	Total: <u>2,82</u>	

Masse Prepreg: 51,49 kg
Masse Isolierung: 20,52 kg

Total: 72,01 kg

Konstanten

Isolierschichtdicke [mm] 15,00
 Prepreg Lagen [g/m²m] 550,00
 Isolierung [g/m²m] 250,00

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-63 konventionell										
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]		
93,50	93,50	46,75	46,75	0,20	5,25	1,05	0,25	1,29		
106,20	106,20	53,10	53,10	0,24	10,91	2,61	0,29	3,12		
131,60	131,60	65,80	65,80	0,32	22,83	7,28	0,37	8,36		
160,00	160,00	80,00	80,00	0,41	6,47	2,64	0,46	2,94		
330,00	220,00	110,00	165,00	0,78	23,38	18,22	0,83	19,31		
Total:						<u>31,80</u>	Total:	<u>35,03</u>		

Steigleitungen (isoliertes Paket von Leitungen mit kreisförmigen Querschnitten)

ATA21-63 konventionell									
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]	
140,00	140,00	70,00	70,00	0,35	6,40	2,21	X	X	
140,00	140,00	70,00	70,00	X	6,40	X	0,39	2,51	

Anzahl der Leitungen pro Paket: **6,00**

Total: 13,25

Isolierung der restlichen Seitenflächen: 7,03

Total: 9,54

Masse Prepreg: 24,78 kg
 Masse Isolierung: 11,14 kg

Total: 35,92 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA21-63 alternativ										
D [mm]	d [mm]	a [mm]	b [mm]	Umfang Klimakanal ohne Isolierung [m]	Kanallänge [m]	Prepreg Mantelfläche [m²m]	mittlerer Umfang Isolierung [m]	Isoliermaterial Mantelfläche [m²m]		
93,50	93,50	46,75	46,75	0,20	5,25	1,05	0,25	1,29		
106,20	106,20	53,10	53,10	0,24	10,91	2,61	0,29	3,12		
131,60	131,60	65,80	65,80	0,32	22,83	7,28	0,37	8,36		
160,00	160,00	80,00	80,00	0,41	6,47	2,64	0,46	2,94		
330,00	220,00	110,00	165,00	0,78	19,74	15,38	0,83	16,30		
Total:						<u>28,96</u>	Total:	<u>32,02</u>		

Masse Prepreg: 15,93 kg
 Masse Isolierung: 8,00 kg

Total: 23,93 kg

IRIS-Model ATA 26-23

Sub-System	Pipe	Standard	outer Diameter [inch] (mm)	Wall thickness [inch] (mm)	Specific Weight [g/m]	Lenght [m]	Weight of Pipe [g]
Fire Extinguishing	Distribution	ABS 5151	1 (25,4)	0,028 (0,71)	149,00	62,72	9345,67
	Discharge Line	NSA 3507	0,31 (7,93)	0,028 (0,71)	126,00	3,24	408,44

Total: 9,75 kg

IRIS-Model ATA 35 konventionell (750 Pax)

Sub-System	Pipe	Standard	outer Diameter [inch] (mm)	Wall thickness [inch] (mm)	Specific Weight [g/m]	Lenght [m]	Weight of Pipe [g]
Passenger Oxygen	Intermediate-Pressure-Part and Main Distribution	ABS 5151	2 (50,8)	0,035 (0,98)	377,00	321,44	121182,88
	Intermediate-Pressure-Part	ABS 5151	1 (25,4)	0,028 (0,71)	149,00	1,53	227,44
	Low-Pressure-Part and Passenger Distribution	ABS 5151	0,375 (9,53)	0,028 (0,71)	53,00	572,64	30350,13

Total: 151,76 kg

estimated weight of piping not included in IRIS-Model of ATA 35 Pax Oxygen

Fill Line	NSA 3507	0,25 (6,35)	0,024 (0,61)	86,00	18,00	1548,00
Overboard Discharge Line	NSA 3507	0,31 (7,93)	0,028 (0,71)	126,00	18,00	2268,00

Total: 3,82 kg

IRIS-Model ATA 35 konventionell (750 Pax)

Sub-System	Pipe	Standard	outer Diameter [inch] (mm)	Wall thickness [inch] (mm)	Specific Weight [g/m]	Lenght [m]	Weight of Pipe [g]
Crew Oxygen	Intermediate-Pressure-Part and Distribution	ABS 5151	0,375 (9,53)	0,028 (0,71)	53,00	2,59	137,23
	Cockpit Distr. Line	ABS 5151	0,31 (7,94)	0,028 (0,71)	44,00	5,62	247,42
	Overboard Discharge Line	NSA 3507	0,31 (7,93)	0,028 (0,71)	126,00	4,56	574,37
	Fill Line	NSA 3507	0,25 (6,35)	0,024 (0,61)	86,00	16,87	1450,96

Total: 2,41 kg

Crew+Pax Oxygen 157,99 kg

IRIS-Model ATA 35 alternativ (750 Pax)

Sub-System	Pipe	Standard	outer Diameter [inch] (mm)	Wall thickness [inch] (mm)	Specific Weight [g/m]	Lenght [m]	Weight of Pipe [g]
Passenger Oxygen	Intermediate-Pressure-Part and Main Distribution	ABS 5151	2 (50,8)	0,035 (0,98)	377,00	324,93	122499,74
	Intermediate-Pressure-Part	ABS 5151	1 (25,4)	0,028 (0,71)	149,00	1,53	227,44
	Low-Pressure-Part and Passenger Distribution	ABS 5151	0,375 (9,53)	0,028 (0,71)	53,00	568,44	30127,11

Total: 152,85 kg

estimated weight of piping not included in IRIS-Model of ATA 35 Pax Oxygen

Fill Line	NSA 3507	0,25 (6,35)	0,024 (0,61)	86,00	18,00	1548,00
Overboard Disc	NSA 3507	0,31 (7,93)	0,028 (0,71)	126,00	18,00	2268,00

Total: 3,82 kg

IRIS-Model ATA 35 alternativ (750 Pax)

Sub-System	Pipe	Standard	outer Diameter [inch] (mm)	Wall thickness [inch] (mm)	Specific Weight [g/m]	Lenght [m]	Weight of Pipe [g]
Crew Oxygen	Intermediate-Pressure-Part Distribution	ABS 5151	0,375 (9,53)	0,028 (0,71)	53,00	2,59	137,23
	Cockpit Distr. L	ABS 5151	0,31 (7,94)	0,028 (0,71)	44,00	5,62	247,30
	Overboard Disc	NSA 3507	0,31 (7,93)	0,028 (0,71)	126,00	4,56	574,37
	Fill Line	NSA 3507	0,25 (6,35)	0,024 (0,61)	86,00	16,87	1450,96

Total: 2,41 kg

Crew+Pax Oxygen 159,08 kg

Konstanten

Isolierschichtdicke [mm] 9,53
 Dichte Titan [kg/m³] 4500,00 Ti and Ti 15-3-3-3
 Dichte Isolierung 256,28 Excelflex© Thermodyn

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA36 konventionell					
D [mm]	Fläche Zapflulleitung [m²]	Leitungslänge [m]	Volumen [m³]	Fläche Isolierung [m]	Volumen Isolierung [m³]
277,00	0,43	66,80	29,00	4,22	281,59
210,00	0,33	68,29	22,46	3,21	219,43
142,00	0,22	2,28	0,51	2,20	5,00
113,00	0,18	39,03	6,89	1,76	68,76
84,00	0,13	1,85	0,24	1,33	2,45
40,00	0,06	3,34	0,21	0,67	2,24

Total: 59,30 Total: 579,47

Masse Zapflulleitung: 266,87 kg
 Masse Isolierung: 148,51 kg

Total: 415,38 kg

kreisförmige und elliptische Querschnitte

ATA36 alternativ					
D [mm]	Fläche Zapflulleitung [m²]	Leitungslänge [m]	Volumen [m³]	Fläche Isolierung [m]	Volumen Isolierung [m³]
277,00	0,43	61,21	26,57	4,22	258,07
210,00	0,33	67,53	22,21	3,21	217,01
142,00	0,22	3,48	0,77	2,20	7,63
113,00	0,18	45,02	7,95	1,76	79,33
84,00	0,13	1,85	0,24	1,33	2,45
40,00	0,06	4,46	0,28	0,67	2,99

Total: 58,03 Total: 567,48

Masse Prepreg: 261,13 kg
 Masse Isolierung: 145,43 kg

Total: 406,57 kg

IRIS-Model ATA 38 konventionell							
Sub-System	Pipe	Standard	outer Diameter	Wall thickness	Specific Weight [g/m]	Lenght [m]	Weight of Pipes [g]
potable-water	distribution	ABS 5012	2 (50,8)	0,028 (0,71)	339,00	149,99	50847,63
potable-water	tank fill/refill	ABS 5012	4 (101,6)	0,028 (0,71)	682,00	5,80	3952,94
potable-water	pressurization	ABS 5151	1 (25,4)	0,028 (0,71)	149,00	2,96	440,36
drain-water	drainage	ABS 5012	2 (50,8)	0,028 (0,71)	339,00	170,10	57664,24
vacuum waste	vacuum	ABS 5012	3,125 (79,38)	0,016 (0,41)	308,00	172,22	53044,07
vacuum waste	tank fill/refill	ABS 5012	4 (101,6)	0,028 (0,71)	682,00	2,72	1854,96
vacuum waste	vacuum generation	ABS 5012	2 (50,8)	0,028 (0,71)	339,00	7,13	2415,92
vacuum waste	rinse line	ABS 5151	1 (25,4)	0,028 (0,71)	149,00	12,48	1860,15

523,40

Total: 172,08 kg

IRIS-Model ATA 38 alternativ							
Sub-System	Pipe	Standard	outer Diameter	Wall thickness	Specific Weight [g/m]	Lenght [m]	Weight of Pipes [g]
potable-water	distribution	ABS 5012	2 (50,8)	0,028 (0,71)	339,00	151,23	51267,31
potable-water	tank fill/refill	ABS 5012	4 (101,6)	0,028 (0,71)	682,00	6,37	4347,12
potable-water	pressurization	ABS 5151	1 (25,4)	0,028 (0,71)	149,00	1,97	293,90
drain-water	drainage	ABS 5012	2 (50,8)	0,028 (0,71)	339,00	172,19	58371,39
vacuum waste	vacuum	ABS 5012	3,125 (79,38)	0,016 (0,41)	308,00	172,26	53057,31
vacuum waste	tank fill/refill	ABS 5012	4 (101,6)	0,028 (0,71)	682,00	2,72	1854,96
vacuum waste	vacuum generation	ABS 5012	2 (50,8)	0,028 (0,71)	339,00	7,01	2377,30
vacuum waste	rinse line	ABS 5151	1 (25,4)	0,028 (0,71)	149,00	12,48	1860,15

526,25

Total: 173,43 kg