

(12) NACH DEM VERTRAG ÜBER DIE INTERNATIONALE ZUSAMMENARBEIT AUF DEM GEBIET DES
PATENTWESENS (PCT) VERÖFFENTLICHTE INTERNATIONALE ANMELDUNG

(19) Weltorganisation für geistiges Eigentum
Internationales Büro



(43) Internationales Veröffentlichungsdatum
12. Januar 2012 (12.01.2012)

PCT

(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
WO 2012/003964 AI

(51) Internationale Patentklassifikation:

B64D 11/00 (2006.01) **F16B 5/00** (2006.01)
B64F 5/00 (2006.01)

(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/EP20 11/003335

(22) Internationales Anmeldedatum:
5. M i 201 1 (05.07.201 1)

(25) Einreichungssprache: Deutsch

(26) Veröffentlichungssprache: Deutsch

(30) Angaben zur Priorität:

61/362,963 9. Juli 2010 (09.07.2010) US
10 2010 026 683.3 9. Juli 2010 (09.07.2010) DE

(71) Anmelder (für alle Bestimmungsstaaten mit Ausnahme
von US): **AIRBUS OPERATIONS GMBH** [DE/DE];
Kreetslag 10, 2 1129 Hamburg (DE).

(72) Erfinder; und

(75) Erfinder/Anmelder (nur für US): **UMLAUFT, Sebastian**
an [DE/DE]; Pepermoelenbek 4, 22767 Hamburg (DE).
HUMFELDT, Dirk [DE/DE]; Kaulbachstrasse 33,

22607 Hamburg (DE). **OLLESCH, Thomas** [DE/DE];
Voerstekoppel 50, 22399 Hamburg (DE). **SCHWEN-**
GER, Mathias [DE/DE]; Steinenbolstrasse 36, 72793
Pfullingen (DE).

(74) Anwalt: **SCHICKER, Silvia**; Wuesthoff & Wuesthoff,
Schweigerstrasse 2, 81541 München (DE).

(81) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für
jede verfügbare nationale Schutzrechtsart): AE, AG, AL,
AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY,
BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM,
GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN,
KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA,
MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG,
NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC,
SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN,
TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

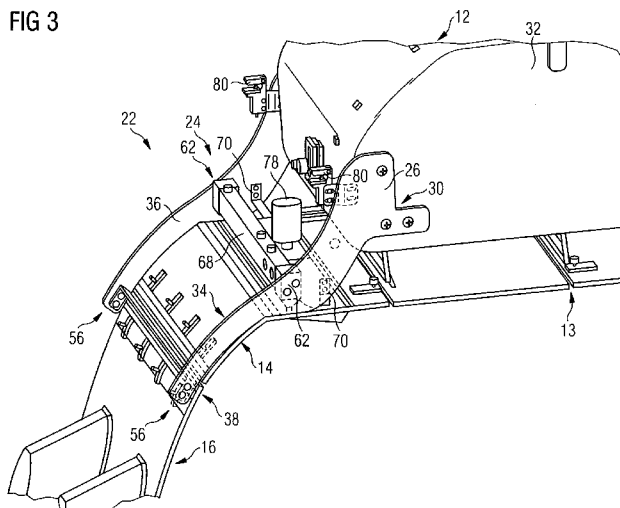
(84) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für
jede verfügbare regionale Schutzrechtsart): ARIPO (BW,
GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ,

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

(54) Title: INTERIOR COMPONENT CARRIER SYSTEM, AIRCRAFT INTERIOR COMPONENT MODULE AND ASSEMBLY METHOD

(54) Bezeichnung : INTERIEURKOMONENTENTRÄGERSYSTEM, FLUGZEUGINTERIEURKOMONENTENMODUL UND MONTAGEVERFAHREN

FIG 3



(57) Abstract: The invention relates to an interior component carrier System (22) for use in the assembly of aircraft interior components (12, 14, 16, 68, 78) in an aircraft, said System comprising a retaining System (24) with at least one retaining element (26, 28), and a first connection device (30) for connecting the retaining element (26, 28) to a first aircraft interior component (12) and also a second connection device (56) being provided on said retaining element (26, 28). Additionally, on said retaining element (26, 28), a structural retainer (80) is provided for fixing said retaining element (26, 28) to an aircraft structure. The interior component carrier System (22) also comprises a hinge (38) that can be connected to a second and a third aircraft interior component (14, 16) such that the third aircraft interior component (16) is able to be pivoted about a longitudinal axis (L) of said hinge (38) and relative to the second aircraft interior component (14). The second connection device (56) mounted on the retaining element (26, 28) is configured to be connected to the hinge (38) and/or to a region of the second or third aircraft interior component (14, 16) which is adjacent to said hinge (38).

(57) Zusammenfassung:

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]



WO 2012/003964 A1



UG, ZM, ZW), eurasisches (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europäisches (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Veröffentlicht:

— mit internationalem Recherchenbericht (Artikel 21 Absatz V)

Ein Interieurkomponententrägersystem (22) zur Verwendung bei der Montage von Flugzeuginterieurkomponenten (12, 14, 16, 68, 78) in einem Flugzeug umfasst ein Haltesystem (24) mit mindestens einem Halteelement (26, 28), wobei an dem Halteelement (26, 28) eine erste Verbindungsvorrichtung (30) zur Verbindung des Halteelements (26, 28) mit einer ersten Flugzeuginterieurkomponente (12) sowie eine zweite Verbindungsvorrichtung (56) vorgesehen ist. An dem Halteelement (26, 28) ist ferner ein Strukturhalter (80) zur Befestigung des Halteelements (26, 28) an einer Flugzeugstruktur vorgesehen. Ferner umfasst das Interieurkomponententrägersystem (22) ein Scharnier (38), das derart mit einer zweiten sowie einer dritten Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) verbindbar ist, dass die dritte Flugzeuginterieurkomponente (16) um eine Längsachse (L) des Scharniers (38) relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente (14) verschwenkbar ist, wobei die an dem Halteelement (26, 28) angebrachte zweite Verbindungsvorrichtung (56) dazu eingerichtet ist, mit dem Scharnier (38) und/oder einem zu dem Scharnier (38) benachbarten Bereich der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) verbunden zu werden.

Interieurkomponententrägersystem, Flugzeuginterieurkomponentenmodul
und Montageverfahren

5

10

Die Erfindung betrifft ein Interieurkomponententrägersystem, die dazu dient eine Mehrzahl von Flugzeuginterieurkomponenten zu einem Flugzeuginterieurkomponentenmodul zu verbinden und das Flugzeuginterieurkomponentenmodul an einer Flugzeugstruktur zu befestigen. Ferner betrifft die Erfindung ein mit einem derartigen Interieurkomponententrägersystem ausgestattetes Flugzeuginterieurkomponentenmodul sowie ein Verfahren zur Montage eines derartigen Flugzeuginterieurkomponentenmoduls in einem Flugzeug.

15

20

25

Bei der Montage von Interieurkomponenten in einem Flugzeug ist es derzeit üblich, Bauteile, wie z.B. Dadopaneele, Seitenverkleidungen, Deckenverkleidungen, Lichtbänder, Gepäckfächer und dergleichen einzeln mit der Flugzeugstruktur zu verbinden. Da jedes Bauteil separat positioniert und an der Flugzeugstruktur befestigt werden muss, ist die Montage dieser Bauteile sehr zeitaufwendig. In ähnlicher Weise werden derzeit auch beispielsweise als luftführende Leitungen einer Flugzeugklimaanlage oder der Wasserversorgung in einer Flugzeugkabine dienende Rohrleitungen sowie elektrische Leitungen in zeitaufwändiger Weise einzeln an der Flugzeugstruktur befestigt. Nach der Montage muss im Rahmen einer Endkontrolle die ordnungsgemäße Funktion aller Leitungen überprüft werden. Insbesondere müssen alle Rohrleitungen einer Dichtigkeitsprüfung unterzogen werden, während bei den elektrischen Leitungen eine Überprüfung aller Schnittstellen erforderlich ist. Diese Tests sind ebenfalls verhältnismäßig aufwändig, da die zu prüfenden Leitungen und Schnittstellen im montierten Zustand der Leitungen häufig nur schwer zugänglich sind.

30

35

Aus diesem Grund gibt es Bestrebungen, zur Montage in einem Flugzeug, beispielsweise in einer Flugzeugkabine, vorgesehene Interieurkomponenten so umfassend wie möglich außerhalb des Flugzeugs vorzumontieren und zu testen. Insbesondere sollen Module, die mindestens ein Überkopfgepäckfach, mindestens ein Seitenverkleidungspaneel sowie weitere Interieurkomponenten, wie z.B. elektrische Leitungen, luftführende Leitungen einer Flugzeugklimaanlage oder der Wasserversorgung in der Flugzeugkabine dienende Rohrleitungen, Beleuchtungselemente, Personal Service Units und Personal Service Channels umfassen können, ggf. mit Hilfe eines in der DE 10 2009 023 391 beschriebenen Montagegestells außerhalb des Flugzeugs vormon-

tiert und getestet werden. Anschließend sollen die Module mittels einer in der DE 10 2009 023 393 beschriebenen Transportvorrichtung in eine Endmontageposition in einem Flugzeugumpfelement transportiert werden. In dem Flugzeugumpfelement sollen die Module schließlich auf möglichst einfache und zeitsparende Art und Weise mit der Flugzeugstruktur verbunden werden. Hierzu können in der DE 10 2009 023 400 und der DE 10 2009 023 401 beschriebene Haltersysteme zum Einsatz kommen.

Die Erfindung ist auf die Aufgabe gerichtet, ein leichtgewichtiges Interieurkomponententrägersystem, bereitzustellen, die es ermöglicht, eine Mehrzahl von zur Montage in einem Flugzeug vorgesehenen Interieurkomponenten auf einfache, sichere und zeitsparende Art und Weise zu einem Flugzeuginterieurkomponentenmodul zu verbinden und das Flugzeuginterieurkomponentenmodul an einer Flugzeugstruktur zu befestigen. Ferner ist die Erfindung auf die Aufgabe gerichtet, ein mit einem derartigen Interieurkomponententrägersystem ausgestattetes Flugzeuginterieurkomponentenmodul sowie ein Verfahren zur Montage eines derartigen Flugzeuginterieurkomponentenmoduls in einem Flugzeug anzugeben.

Diese Aufgabe wird durch ein Interieurkomponententrägersystem mit den Merkmalen des Anspruchs 1, ein Flugzeuginterieurkomponentenmodul mit den Merkmalen des Anspruchs 8 sowie ein Verfahren zur Montage eines Flugzeuginterieurkomponentenmoduls in einem Flugzeug mit den Merkmalen des Anspruchs 15 gelöst.

Ein erfindungsgemäßes, zur Verwendung bei der Montage von Flugzeuginterieurkomponenten in einem Flugzeug geeignetes Interieurkomponententrägersystem umfasst ein Haltesystem mit mindestens einem Halteelement. An dem Halteelement ist eine erste Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements mit einer ersten Flugzeuginterieurkomponente vorgesehen. Ferner ist an dem Halteelement eine zweite Verbindungsvorrichtung vorgesehen. Die erste Verbindungsvorrichtung kann beispielsweise im Bereich eines ersten Endes des Halteelements positioniert sein. Die zweite Verbindungsvorrichtung kann dagegen beispielsweise im Bereich eines dem ersten Ende gegenüberliegenden zweiten Ende des Halteelements vorgesehen sein. Ferner ist an dem Halteelement ein Strukturhalter zur Befestigung des Halteelements an einer Flugzeugstruktur vorgesehen. Bei dem Strukturhalter kann es sich beispielsweise um einen in der DE 10 2009 023 400 beschriebenen Strukturhalter handeln. Ferner umfasst das erfindungsgemäße Interieurkomponententrägersystem ein Scharnier, das mit einer zweiten sowie einer dritten Flugzeuginterieurkomponente verbindbar ist. Insbesondere dient das Scharnier dazu,

die zweite und die dritte Flugzeuginterieurkomponente derart miteinander zu verbinden, dass die dritte Flugzeuginterieurkomponente um eine Längsachse des Scharnier relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente verschwenkbar ist. Die an dem Halteelement angebrachte zweite Verbindungsvorrichtung ist dazu eingerichtet, mit dem Scharnier und/oder einem zu dem Scharnier benachbarten Bereich der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbunden zu werden.

Das Halteelement des Interieurkomponententrägersystems stellt somit eine Verbindung der ersten Flugzeuginterieurkomponente mit der zweiten sowie der dritten Flugzeuginterieurkomponente her. Ferner dient das Halteelement der Befestigung der ersten Flugzeuginterieurkomponente und folglich auch der zweiten sowie der dritten Flugzeuginterieurkomponente an der Flugzeugstruktur. Das Halteelement bildet somit eine zentrale Komponente des Interieurkomponententrägersystems, die die Doppelfunktion erfüllt, einerseits die Flugzeuginterieurkomponenten miteinander zu verbinden und andererseits für eine Befestigung der Flugzeuginterieurkomponenten an der Flugzeugstruktur zu sorgen. Mittels des erfindungsgemäßen Interieurkomponententrägersystems können somit mehrere Flugzeuginterieurkomponenten zu einem Flugzeuginterieurkomponentenmodul verbunden werden. Die Vormontage des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls kann, falls gewünscht, komfortabel außerhalb des Flugzeugs erfolgen. Darüber hinaus ermöglicht das Interieurkomponententrägersystem eine einfache sichere und zeitsparende Montage des vormontierten Flugzeuginterieurkomponentenmoduls im Flugzeug. Mit Hilfe des erfindungsgemäßen Interieurkomponententrägersystems kann somit die Interieurkomponentenmontage in einem Flugzeug deutlich einfacher gestaltet werden. Ferner wird eine Qualitätssteigerung ermöglicht, da beispielsweise Toleranzen der einzelnen Interieurkomponenten bereits bei der Vormontage des Moduls ausgeglichen werden können.

An dem Halteelement kann ferner eine dritte Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements mit einer vierten Flugzeuginterieurkomponente und/oder eine vierte Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements mit einer fünften Flugzeuginterieurkomponente vorgesehen sein. Das Halteelement ermöglicht dann den Verzicht auf zusätzliche Bauteile zur Verbindung der vierten und/oder der fünften Flugzeuginterieurkomponente mit dem bereits die erste, die zweite und die dritte Flugzeuginterieurkomponente umfassenden Modul. Die Endmontage der Interieurkomponenten in dem Flugzeug wird dadurch weiter vereinfacht. Darüber hinaus wird das Gewicht des Moduls minimiert. Es versteht sich, dass weitere Interieurkomponenten, die auch elektrische Leitungen oder luftführende Leitungen umfassen kön-

nen mit dem die erste, die zweite und die dritte Flugzeuginterieurkomponente umfassenden Modul verbunden werden können. Hierzu kann das Modul weitere Halte- oder Befestigungssystem umfassen.

5 Das Haltesystem des erfindungsgemäßen Interieurkomponententrägersystems kann mindestens zwei Halteelemente umfassen. Die beiden Halteelemente des Haltesystems weisen vorzugsweise im Wesentlichen die gleiche Grundform auf. Beispielsweise können die beiden Halteelemente eine im Wesentlichen langgestreckte, aber flache Grundform aufweisen. Damit die Halteelemente die ihnen zugeordnete Halte- und Stabilisierungsfunktion in einem mit dem erfindungsgemäßen Interieurkomponententrägersystem ausgestatteten Flugzeuginterieurkomponentenmodul erfüllen können, sind die Halteelemente vorzugsweise einstückig, d.h. ohne Gelenkpunkte oder dergleichen ausgebildet. Grundsätzlich können die Halteelemente aus verschiedenen, für den Einsatz im Flugzeugbau geeigneten Materialien bestehen. Beispielsweise können die Halteelemente aus Metall, vorzugsweise Aluminium oder einem Aluminiumlegierung gefertigt werden. Ein besonders geringes Gewicht bei gleichzeitig guten mechanischen Eigenschaften haben jedoch Halteelemente, die aus einem faserverstärkten Kunststoffmaterial, beispielsweise einem glasfaser- oder kohlefaserverstärkten Kunststoffmaterial bestehen.

20 Im mit der ersten Flugzeuginterieurkomponente, dem Scharnier, der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbundenen Zustand des Haltesystems erstrecken sich die beiden Halteelemente des Haltesystems vorzugsweise im Wesentlichen parallel zueinander. Mindestens eine an dem ersten Halteelement vorgesehene Verbindungsvorrichtung kann an einer ersten Seitenfläche des ersten Halteelements angebracht sein, die im mit der ersten Flugzeuginterieurkomponente, dem Scharnier, der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbundenen Zustand des Haltesystems einer ersten Seitenfläche des zweiten Halteelements zugewandt ist, an der eine entsprechende, an dem zweiten Halteelement vorgesehene Verbindungsvorrichtung angebracht ist. Mit anderen Worten, an den beiden Halteelementen vorgesehene Verbindungsvorrichtungen können einander gegenüber positioniert sein und gemeinsam ein Verbindungssystem zur sicheren Verbindung einer Flugzeuginterieurkomponente mit den Halteelementen bilden.

35 Die erste Verbindungsvorrichtung kann beispielsweise eine Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements mit einem Überkopfgepäckfach sein. Beispielsweise kann die erste Verbindungsvorrichtung eine Bohrung oder eine Mehrzahl von

Bohrungen umfassen, die sich durch das Halteelement erstreckt/erstrecken und der Aufnahme eines geeigneten Befestigungsmittels, wie z.B. einer Schraube oder eines Niets dient/dienen. Das Halteelement kann dann beispielsweise an einer Seitenwand des Überkopfgepäckfachs befestigt werden, wobei dann beispielsweise ein Abschnitt der ersten Seitenfläche des Halteelements, an der mindestens eine weitere Verbindungsvorrichtung angebracht ist, an einer Außenfläche der Seitenwand des Überkopfgepäckfachs anliegt.

Die zweite Verbindungsvorrichtung kann eine Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements mit einem ein Cove-Light-Paneel mit einem Fensterpaneel verbindenden Scharnier, einem zu dem Scharnier benachbarten Bereich des Cove-Light-Paneels und/oder einem zu dem Scharnier benachbarten Bereich des Fensterpaneels sein. Die zweite Verbindungsvorrichtung kann beispielsweise im Wesentlichen L-förmig ausgestaltet sein. Ein erster Schenkel der L-förmig ausgestalteten zweiten Verbindungsvorrichtung kann dann beispielsweise durch Schrauben oder Nieten an dem Halteelement befestigt sein. Ein zweiter Schenkel kann sich dann beispielsweise in einem Winkel von ca. 90 Grad von dem ersten Schenkel und beispielsweise von der ersten Seitenfläche des Halteelements erstrecken und mit Bohrungen zur Aufnahme von Befestigungsmitteln in Form von Schrauben, Nieten oder dergleichen ausgestaltet sein. Die zweite Verbindungsvorrichtung kann auch mit einer geeigneten Rasteinrichtung versehen sein, die es ermöglicht, die zweite Verbindungsvorrichtung durch Verrasten mit dem Scharnier und/oder einem zu dem Scharnier benachbarten Bereich der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente zu verbinden. Vorzugsweise ist die zweite Verbindungsvorrichtung jedoch dazu vorgesehen, mit einem Scharnierelement des Scharniers zusammenzuwirken, um eine Verbindung zwischen dem Halteelement und dem Scharnier herzustellen.

Die dritte Verbindungsvorrichtung kann eine Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements mit einem Beleuchtungselement sein. Beispielsweise kann die dritte Verbindungsvorrichtung eine Befestigungsplatte umfassen, die vorzugsweise im Bereich der ersten Seitenfläche des Halteelements an das Halteelement geschraubt, genietet oder anderweitig mit dem Halteelement verbunden werden kann. Von der Befestigungsplatte kann sich ein im Wesentlichen U-förmiger Montageabschnitt erstrecken, der geeignet ist, ein beispielsweise langgestrecktes und einen im Wesentlichen rechteckigen Querschnitt aufweisendes Beleuchtungselement zu umgreifen.

Die vierte Verbindungsvorrichtung kann eine Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements mit einem Luftauslasselement einer Flugzeugklimaanlage sein. Beispielsweise kann die vierte Verbindungsvorrichtung eine Befestigungsplatte umfassen, die durch Schrauben, Nieten oder dergleichen an dem Halteelement befestigt sein kann. Vorzugsweise ist die Befestigungsplatte an der ersten Seitenfläche des Halteelements befestigt. Von der Befestigungsplatte kann sich ein Steg erstrecken, wobei der Winkel zwischen der Befestigungsplatte und dem Steg von der gewünschten Position des Luftauslasselements abhängen und beispielsweise zwischen 80 und 120 Grad betragen kann. Mit dem Steg kann ein Montageabschnitt verbunden sein, der von Bohrungen zur Aufnahme von Befestigungsmitteln in Form von Schrauben, Nieten oder dergleichen durchsetzt ist und somit die Herstellung einer Verbindung zwischen der vierten Verbindungsvorrichtung und dem Luftauslasselement ermöglicht.

Vorzugsweise ist das Scharnier des Interieurkomponententrägersystems in Form eines Filmscharniers ausgebildet, das einen sich entlang der Längsachse des Scharniers erstreckenden Scharnierfilm umfasst. Der Scharnierfilm kann beispielsweise aus einem Kunststoffmaterial, insbesondere einem Polyurethanmaterial bestehen. Der Scharnierfilm kann jedoch auch aus einem anderen, zum Einsatz im Flugzeugbau geeigneten Material bestehen. Der Scharnierfilm kann transparent oder in der Farbe der an den Scharnierfilm angrenzenden Flugzeuginterieurkomponenten ausgeführt sein. Der Scharnierfilm kann sich über lediglich einen Teil der Längsachse des Scharniers erstrecken und gegebenenfalls auch mehrteilig ausgebildet sein. Vorzugsweise erstreckt sich der Scharnierfilm jedoch über die gesamte Längsachse des Scharniers bzw. über die gesamte Länge eines zwischen der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente vorhandenen Montagespalts. Der Scharnierfilm ist dann nicht nur dazu geeignet, eine Relativbewegung zwischen der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente zu ermöglichen, sondern deckt auch den zwischen der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente vorhandenen Montagespalt ab, d.h. er verhindert das Eindringen von Schmutz oder Feuchtigkeit in den Montagespalt.

An dem Scharnierfilm können sich über einen Teil der Länge oder die gesamte Länge der Längsachse des Scharniers erstreckende Befestigungslaschen angebracht sein. Die Befestigungslaschen können einstückig mit dem Scharnierfilm ausgebildet sein und dienen der Befestigung des Scharnierfilms an der zweiten sowie der dritten Flugzeuginterieurkomponente. Beispielsweise können die Befestigungslaschen mit der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente verklebt oder anderweitig mit

der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbunden werden. Vorzugsweise erfolgt die Verbindung des Scharnierfilms mit der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente im Bereich einer Rückseite der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente, d.h. im Bereich einer Seite der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente, die im in einem Flugzeug verbauten Zustand der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente unsichtbar ist.

Zusätzlich oder alternativ dazu kann das Scharnier mindestens ein Scharnierelement umfassen. Das Scharnierelement kann einen mit der zweiten Flugzeuginterieurkomponente verbindbaren ersten Befestigungsabschnitt sowie einen mit der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbindbaren zweiten Befestigungsabschnitt aufweisen. Ferner kann ein mit der zweiten Verbindungsvorrichtung des Halteelements verbindbarer Verbindungsabschnitt und/oder ein mit dem Scharnierfilm des Scharniers verbindbarer Halteabschnitt vorgesehen sein. Vorzugsweise umfasst das Scharnier zwei Scharnierelemente, die an zwei entgegengesetzten Enden der Scharnierlängsachse positionierbar sein können. Die Scharnierelemente sind dann besonders gut geeignet, das Scharnier mit zwei sich im Wesentlichen parallel zueinander erstreckenden Halteelementen des Haltesystems des erfindungsgemäßen Interieurkomponententrägersystems zu verbinden.

Ferner kann das Scharnier mindestens ein mit dem Scharnierfilm verbundenes Versteifungselement umfassen, das sich entlang zumindest eines Abschnitts der Längsachse des Scharniers erstreckt und mit der zweiten oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbindbar ist. Vorzugsweise umfasst das Scharnier mindestens zwei Versteifungselemente, die zu beiden Seiten des Scharnierfilms entlang der Längsachse des Scharniers an der zweiten bzw. der dritten Flugzeuginterieurkomponente befestigbar sind. Vorzugsweise bestehen die Versteifungselemente aus einem glasfaser- oder einem kohlefaserverstärkten Kunststoffmaterial. Alternativ dazu ist es jedoch auch denkbar, die Versteifungselemente aus Metall, beispielsweise aus Aluminium zu fertigen. Dies führt jedoch zu einem erhöhten Gewicht des Scharniers. Es versteht sich, dass das Scharnier auch eine Mehrzahl von Versteifungselementen umfassen kann, die entlang der Längsachse des Scharniers verteilt angeordnet sein können.

Ein erfindungsgemäßes Flugzeuginterieurkomponentenmodul umfasst ein oben beschriebenes Interieurkomponententrägersystem. Ferner umfasst das Modul eine erste Flugzeuginterieurkomponente, die mittels der ersten Verbindungsvorrichtung

mit mindestens einem Halteelement des Haltesystems des Interieurkomponententrägersystems verbunden ist. eine zweite Flugzeuginterieurkomponente ist über das Scharnier des Interieurkomponententrägersystems derart mit einer dritten Flugzeuginterieurkomponente verbunden, dass die dritte Flugzeuginterieurkomponente um die Längsachse des Scharniers relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente verschwenkbar ist. Die an dem Halteelement des Haltesystems des Interieurkomponententrägersystems vorgesehene zweite Verbindungsvorrichtung ist mit dem Scharnier und/oder einem zu dem Scharnier benachbarten Bereich der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbunden, um die zweite und die dritte Flugzeuginterieurkomponente an dem Halteelement zu befestigen. Das Flugzeuginterieurkomponentenmodul ist mittels des an dem Halteelement des Haltesystems des Interieurkomponententrägersystems vorgesehenen Strukturhalters an einer Flugzeugstruktur befestigbar. Das erfindungsgemäße Flugzeuginterieurkomponentenmodul ist mittels des Interieurkomponententrägersystems, falls gewünscht, außerhalb des Flugzeugs zu einer eigenständig handhabbaren Baugruppe vormontierbar. Anschließend kann das Modul in seiner Endmontageposition transportiert und mittels des Strukturhalters des Interieurkomponententrägersystems an der Flugzeugstruktur befestigt werden. Das erfindungsgemäße Flugzeuginterieurkomponentenmodul ermöglicht es somit, die Endmontage von Interieurkomponenten in einem Flugzeug beträchtlich zu vereinfachen.

Das Flugzeuginterieurkomponentenmodul kann eine vierte Flugzeuginterieurkomponente umfassen, die mittels der dritten Verbindungsvorrichtung mit dem Halteelement des Haltesystems des Interieurkomponententrägersystems verbunden ist.

Ferner kann das Modul eine fünfte Flugzeuginterieurkomponente umfassen, die mittels der vierten Verbindungsvorrichtung mit dem Halteelement des Haltesystems des Interieurkomponententrägersystems verbunden ist.

Ein erstes Halteelement des Haltesystems kann mittels der ersten Verbindungsvorrichtung des ersten Halteelements an einer ersten Seitenwand der ersten Flugzeuginterieurkomponente befestigt sein. Ein zweites Halteelement des Haltesystems kann mittels der ersten Verbindungsvorrichtung des zweiten Halteelements an einer der ersten Seitenwand gegenüberliegenden zweiten Seitenwand der ersten Flugzeuginterieurkomponente befestigt sein. Vorzugsweise erstrecken sich das erste und das zweite Halteelement des Haltesystems im mit der ersten Flugzeuginterieurkomponente verbundenen Zustand im Wesentlichen parallel zueinander. Beispielsweise sind die

Halteelemente des Haltesystems an Außenflächen der einander gegenüberliegenden Seitenwände der ersten Flugzeuginterieurkomponente befestigt.

Die zweite, die dritte, die vierte und/oder die fünfte Flugzeuginterieurkomponente kann/können mittels einer Verbindungsvorrichtung des ersten Halteelements mit dem ersten Halteelement verbunden sein, die an einer ersten Seitenfläche des ersten Halteelements angebracht ist. Die zweite, die dritte, die vierte und/oder die fünfte Flugzeuginterieurkomponente kann/können ferner mittels einer Verbindungsvorrichtung des zweiten Halteelements mit dem zweiten Halteelement verbunden sein, die an einer ersten Seitenfläche des zweiten Halteelements angebracht ist, wobei die ersten Seitenfläche des ersten Halteelements der ersten Seitenfläche des zweiten Halteelements zugewandt ist. Mit anderen Worten, die an dem ersten und dem zweiten Halteelement vorgesehenen und zur Verbindung mit einer Flugzeuginterieurkomponente vorgesehenen Verbindungsvorrichtungen sind vorzugsweise an einander gegenüberliegenden ersten Seitenflächen des ersten und des zweiten Halteelements angebracht.

Bei dem erfindungsgemäßen Flugzeuginterieurkomponentenmodul kann die erste Flugzeuginterieurkomponente ein Überkopfgepäckfach sein. Die zweite Flugzeuginterieurkomponente kann ein Cove-Light-Paneel sein. Bei der dritten Flugzeuginterieurkomponente kann es sich um ein Fensterpaneel handeln. Vorzugsweise ist das Fensterpaneel einstückig mit einem Dadopaneel ausgebildet, wobei in das Dadopaneel eine Dekompressionseinrichtung integriert sein kann. Die vierte Flugzeuginterieurkomponente kann beispielsweise ein Beleuchtungselement sein. Bei der fünften Flugzeuginterieurkomponente kann es sich beispielsweise um ein Luftauslasselement einer Flugzeugklimaanlage handeln.

Bei dem erfindungsgemäßen Flugzeuginterieurkomponentenmodul kann sich der Scharnierfilm des in Form eines Filmschamiers ausgebildeten Scharniers des Interieurkomponententrägersystems entlang eines Montagespalts zwischen der ersten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente erstrecken. Vorzugsweise deckt der Scharnierfilm den Montagespalt im Wesentlichen vollständig ab. Mindestens ein Scharnierelement des Scharniers kann mittels des ersten Befestigungsabschnitts des Scharnierelements mit der zweiten Flugzeuginterieurkomponente und mittels des zweiten Befestigungsabschnitts des Scharnierelements mit der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbunden sein. Ferner kann mindestens ein mit dem Scharnierfilm verbundenes Versteifungselement des Scharniers entlang zumindest eines Abschnitts

der Längsachse des Scharniers mit der zweiten oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbunden sein. Falls gewünscht oder erforderlich, kann ein erstes Versteifungselement mit der zweiten und ein zweites Versteifungselement mit der dritten Flugzeuginterieurkomponente verbunden sein.

5

An der dritten Flugzeuginterieurkomponente kann ein weiterer Strukturhalter zur Verbindung der dritten Flugzeuginterieurkomponente mit der Flugzeugstruktur vorgesehen sein. Wenn die dritte Flugzeuginterieurkomponente in Form eines einstückig mit einem Dadopaneel ausgebildeten Fensterpaneels ausgeführt ist, ist der weitere
10 Strukturhalter vorzugsweise im Bereich des Dadopaneels an der dritten Flugzeuginterieurkomponente befestigt. Beispielsweise kann der weitere Strukturhalter im Bereich einer Rückseite des Dadopaneels, die im in einem Flugzeug montierten Zustand des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls nicht sichtbar ist, an der dritten Flugzeuginterieurkomponente befestigt sein. Das erfindungsgemäße Flugzeuginterieurkomponentenmodul kann folglich mit Hilfe des Strukturhalters des
15 Interieurkomponententrägersystems an der Flugzeugstruktur gesichert werden. Anschließend kann mittels des weiteren Strukturhalters die dritte Flugzeuginterieurkomponente in ihrer Position insbesondere relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente gesichert werden. Das erfindungsgemäße Flugzeuginterieurkomponentenmodul kann somit mit Hilfe einer sehr geringen Anzahl von an
20 der Flugzeugstruktur vorzusehenden Montagepunkten an der Flugzeugstruktur befestigt werden.

Bei einem erfindungsgemäßen Verfahren zur Montage eines Flugzeuginterieurkomponentenmoduls in einem Flugzeug wird zunächst ein oben beschriebenes Flugzeuginterieurkomponentenmodul außerhalb des Flugzeugs vormontiert. Anschließend wird das Flugzeuginterieurkomponentenmodul in eine Endmontageposition in einem Flugzeugrumpfelement transportiert. Hierzu kann beispielsweise eine in der
25 DE 10 2009 023 393 beschriebene Transportvorrichtung zum Einsatz kommen. Bei dem Flugzeugrumpfelement kann es sich um eine beispielsweise an mindestens einer Stirnseite offene Rumpfschale handeln. Alternativ dazu kann das Flugzeuginterieurkomponentenmodul jedoch auch in einen nahezu vollständig oder vollständig aufgebauten Flugzeugrumpf eingebracht werden. Wesentlich ist lediglich, dass das Flugzeugrumpfelement einen Zugang aufweist, der das Einbringen des Moduls in
30 seine Endmontageposition in dem Flugzeugrumpfelement ermöglicht. Schließlich wird das Flugzeuginterieurkomponentenmodul mittels des Strukturhalters des Interieurkomponententrägersystems an einer Flugzeugstruktur befestigt.

35

Während der Vormontage, während einer Zwischenlagerung und/oder während eines Transports kann die dritte Flugzeuginterieurkomponente des Moduls mittels des Scharniers relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente in eine von der Endmontageposition der beiden Interieurkomponenten abweichenden Position verschwenkt sein. Insbesondere können die zweite und die dritte Flugzeuginterieurkomponente während der Vormontage, einer Zwischenlagerung und/oder eines Transports des Moduls derart relativ zueinander verschwenkt sein, dass das Gesamtvolumen des Moduls verringert wird. Dadurch wird es z.B. ermöglicht, das vormontierte Modul platzsparend zwischenzulagern und/oder durch eine vergleichsweise kleine Zugangsöffnung in dem Flugzeugrumpfelement in seine Endmontageposition in dem Flugzeugrumpfelement zu transportieren. Das erfindungsgemäße Montageverfahren umfasst dann vorzugsweise das Verschwenken der dritten Flugzeuginterieurkomponente relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente mittels des Scharniers in seine Endmontageposition, in der die dritte Flugzeuginterieurkomponente, beispielsweise mittels des weiteren Strukturhalters, in einer gewünschten Position an der Flugzeugstruktur befestigt werden kann.

Ein bevorzugtes Ausführungsbeispiel der Erfindung wird nun anhand der beigefügten schematischen Zeichnungen näher erläutert, von denen

Figur 1 eine dreidimensionale Ansicht eines Flugzeuginterieurkomponentenmoduls zeigt,

Figur 2 eine Seitenansicht des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls gemäß Figur 1 zeigt,

Figur 3 eine dreidimensionale Detailansicht eines Interieurkomponententrägersystems des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls gemäß Figur 1 zeigt,

Figur 4 eine weitere dreidimensionale Ansicht des Interieurkomponententrägersystems gemäß Figur 3 zeigt,

Figur 5 eine dreidimensionale Ansicht des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls gemäß Figur 1 zeigt, wobei eine dritte Flugzeuginterieurkomponente relativ zu einer zweiten Flugzeuginterieurkomponente des Moduls verschwenkt ist,

Figur 6 ein Halteelement eines Haltesystems des Interieurkomponententrägersystems gemäß den Figuren 3 und 4 zeigt,

5 Figur 7 ein Scharnier des Montagesystems gemäß den Figuren 3 und 4 zeigt,

Figur 8 ein erstes Ausführungsbeispiel eines zum Einsatz in einem Scharnier gemäß Figur 7 geeigneten Scharnierelements zeigt, und

10 Figur 9 ein zweites Ausführungsbeispiel eines zum Einsatz in einem Scharnier gemäß Figur 7 geeigneten Scharnierelements zeigt.

Ein in den Figuren 1, 2 und 5 veranschaulichtes Flugzeuginterieurkomponentenmodul 10 umfasst eine in Form eines Überkopfgepäckfachs ausgebildete erste Flugzeuginterieurkomponente 12 sowie eine in Form eines Cove-Light-Paneels ausgebildete zweite Flugzeuginterieurkomponente 14. Als dritte Flugzeuginterieurkomponente 16 umfasst das Modul 10 ein Fensterpaneel 18, das einstückig mit einem Dadopaneel 20 ausgebildet ist. In das Dadopaneel 30 ist eine in den Figuren nicht näher veranschaulichte Dekompressionsvorrichtung integriert.

20

Ein insbesondere in den Figuren 3 und 4 veranschaulichtes Interieurkomponententrägersystem 22 des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls 100 umfasst ein Haltesystem 24, das zwei, in Figur 6 detailliert veranschaulichte Halteelemente 26, 28 aufweist. Im Bereich eines ersten Endes ist das erste Halteelement 26 des Haltesystems 24 mit einer ersten Verbindungsvorrichtung 30 versehen. Die erste Verbindungsvorrichtung 30 umfasst drei das erste Halteelement 26 durchsetzende Bohrungen, durch die Schrauben, Nieten oder andere geeignete Befestigungsmittel hindurchgeführt werden können, um das erste Halteelement 26 an einer Außenfläche einer Seitenwand 32 der in Form eines Überkopfgepäckfachs ausgebildeten ersten Flugzeuginterieurkomponente 12 zu befestigen.

30

In ähnlicher Weise ist das zweite Halteelement 28 im Bereich eines ersten Endes mit einer ersten Verbindungsvorrichtung versehen, die drei das zweite Halteelement 28 durchsetzende Bohrungen sowie in den Bohrungen aufgenommene Schrauben, Nieten oder andere geeignete Befestigungsmittel umfasst und dazu dient, das zweite Halteelement 28 an einer Außenfläche einer der Seitenwand 32 der in Form eines Überkopfgepäckfachs ausgebildeten ersten Flugzeuginterieurkomponente 12 gegen-

35

überliegenden Seitenwand der ersten Flugzeuginterieurkomponente 12 zu befestigen. Im mit der ersten Flugzeuginterieurkomponente 12 verbundenen Zustand erstrecken sich die Halteelemente 26, 28 des Haltesystems 24 somit im Wesentlichen parallel zueinander. Ein Abschnitt einer ersten Seitenfläche 34 des ersten Halteelements 26 liegt an der Seitenwand 32 der in Form eines Überkopfgepäckfachs ausgebildeten ersten Flugzeuginterieurkomponente 12 an. In ähnlicher Weise liegt ein Abschnitt einer der ersten Seitenfläche 34 des ersten Halteelements 26 zugewandten ersten Seitenfläche 36 des zweiten Halteelements 28 an der der Seitenwand 32 gegenüberliegenden Seitenwand der in Form eines Überkopfgepäckfachs ausgebildeten ersten Flugzeuginterieurkomponente 12 an.

Die in Form eines Cove-Light-Paneels ausgebildete zweite Flugzeuginterieurkomponente 14 ist über ein in Fig. 7 veranschaulichtes Scharnier 38 mit der ein Fensterpaneel 18 sowie ein Dadopaneel 20 umfassenden dritten Flugzeuginterieurkomponente 16 verbunden. Das Scharnier 38 ist in Form eines Filmscharniers ausgebildet und umfasst einen sich entlang einer Längsachse L des Scharniers 38 erstreckenden Scharnierfilm 40. Der aus einem Polyurethan-Kunststoffmaterial bestehende Scharnierfilm 40 umfasst sich entlang der Längsachse L des Scharniers 38 erstreckende Befestigungslaschen 42, 44. Über eine erste Befestigungslasche 42 ist der Scharnierfilm 40 mit einer Rückseite der in Form eines Cove-Light-Paneels ausgebildeten zweiten Flugzeuginterieurkomponente 14 verbunden, wobei die Rückseite der zweiten Flugzeuginterieurkomponente 14 im in einem Flugzeug montierten Zustand des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls 10 nicht sichtbar ist. In ähnlicher Weise ist eine zweite Befestigungslasche 44 des Scharnierfilms 40 mit einer Rückseite der dritten Flugzeuginterieurkomponente 16 verbunden, die im in einem Flugzeug montierten Zustand des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls 10 ebenfalls nicht sichtbar ist. Die Befestigungslaschen 42, 44 können mit den Flugzeuginterieurkomponenten 14, 16 verklebt oder anderweitig mit den Flugzeuginterieurkomponenten 14, 16 verbunden sein. An den Befestigungslaschen 42, 44 ist jeweils ein Versteifungselement 45 befestigt. Die Versteifungselemente 45 bestehen aus einem faserverstärkten Kunststoffmaterial und dienen dazu, dem Scharnier 38 die erforderliche Steifigkeit zu verleihen.

Der Scharnierfilm 40 des Scharniers 38 erstreckt sich über die gesamte Längsachse L des Scharniers 38 bzw. über die gesamte Länge eines zwischen der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente 14, 16 vorhandenen Montagespalts. Der Scharnierfilm ist somit nicht nur dazu geeignet, eine Relativbewegung zwischen der zwei-

ten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente 14, 16 zu ermöglichen, sondern deckt auch den zwischen der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente 14, 16 vorhandenen Montagespalt ab, d.h. er verhindert das Eindringen von Schmutz oder Feuchtigkeit in den Montagespalt.

5

10

15

20

Das Scharnier 38 umfasst ferner zwei Scharnierelemente 46a, 46b, die an einander gegenüberliegenden Enden des Scharnierfilms 40 mit dem Scharnierfilm 40 verbunden sind. In den Fig. 8 und 9 sind zwei verschiedene Ausführungsbeispiele der Scharnierelemente 46a, 46b gezeigt. Die Scharnierelemente 46a, 46b umfassen einen mit der zweiten Flugzeuginterieurkomponente 14 verbundenen ersten Befestigungsabschnitt 48 sowie einen mit der dritten Flugzeuginterieurkomponente 16 verbundenen zweiten Befestigungsabschnitt 50. Ein Halteelement 52 der Scharnierelemente 46a, 46b ist mit dem Scharnierfilm 40 verbunden. Die in den Fig. 8 und 9 gezeigten Ausführungsbeispiele der Scharnierelemente 46a, 46b unterscheiden sich im Wesentlichen durch die Ausgestaltung der Form des Halteabschnitts 52 zur Aufnahme des Scharnierfilms 40. Schließlich sind die Scharnierelemente 46a, 46b mit einem Verbindungsabschnitt 54 versehen. Der Verbindungsabschnitt 54 der Scharnierelemente 46a, 46b ist dazu vorgesehen, mit einer im Folgenden näher erläuterten zweiten Verbindungsvorrichtung 56 der Halteelemente 26, 28 verbunden zu werden.

25

30

Das Scharnier 38 sorgt für eine schwenkbare Verbindung der dritten Flugzeuginterieurkomponente 16 mit der zweiten Flugzeuginterieurkomponente 14. Folglich kann die dritte Flugzeuginterieurkomponente 16, wie in Fig. 5 gezeigt ist, derart relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente 14 verschwenkt werden, dass sich das Gesamtvolumen des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls 10 deutlich verringert. Das Modul 10 kann in der in Fig. 5 veranschaulichten Konfiguration vergleichsweise platzsparend zwischengelagert oder transportiert werden. Darüber hinaus dient das Scharnier 38 über die Scharnierelemente 46a, 46b, wie im Folgenden erörtert, der Anbindung an die Halteelemente 26, 28 des Interieurkomponententrägersystems 22.

35

Die zur Verbindung mit den Scharnierelementen 46a, 46b des Scharniers 38 vorgesehene zweite Verbindungsvorrichtung 56 ist im Wesentlichen L-förmig gestaltet und umfasst einen an den jeweiligen ersten Seitenflächen 34, 36 der Halteelemente 26, 28 befestigten ersten Schenkel 58. Von dem ersten Schenkel 58 erstreckt sich in einem Winkel von ca. 90 Grad ein zweiter Schenkel 60. Der zweite Schenkel 60 ist dazu vorgesehen, in dem Verbindungsabschnitt 54 der Scharnierelemente 46a, 46b

aufgenommen zu werden und durch geeignete Befestigungsmittel, beispielsweise Schrauben oder Nieten, mit dem Verbindungsabschnitt 54 der Scharnierelemente 46a, 46b verbunden zu werden. Das Scharnier 38 erfüllt somit nicht nur die Funktion, die dritte Flugzeuginterieurkomponente 16 schwenkbar mit der zweiten Flugzeuginterieurkomponente 14 zu verbinden, sondern ermöglicht auch die Anbindung der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente 14, 16 an die Halteelemente 26, 28 des Interieurkomponententrägersystems 22 und damit an die erste Flugzeuginterieurkomponente 12.

Die zweite Verbindungsvorrichtung 56 des ersten Halteelements 34 erstreckt sich von der ersten Seitenfläche 34 des ersten Halteelements 26 in Richtung der ersten Seitenfläche 36 des zweiten Halteelements 28. In ähnlicher Weise erstreckt sich die zweite Verbindungsvorrichtung 56 des zweiten Halteelements 28 von der ersten Seitenfläche 36 des zweiten Halteelements 28 in Richtung der ersten Seitenfläche 34 des ersten Halteelements 26. Diese Konfiguration ermöglicht eine sichere Verbindung der Verbindungsvorrichtungen 56 der Halteelemente 26, 28 mit den im Bereich der Enden des Scharnierfilms 40 angeordneten Scharnierelementen 46a, 46b des Scharniers 38.

Wie am besten in den Fig. 3 und 6 zu erkennen ist, ist an der ersten Seitenfläche 34 des ersten Halteelements 26 ferner eine dritte Verbindungsvorrichtung 62 angebracht. In ähnlicher Weise erstreckt sich auch von der ersten Seitenfläche 36 des zweiten Halteelements 28 eine dritte Verbindungsvorrichtung 62. Die dritte Verbindungsvorrichtung 62 umfasst eine an den jeweiligen Seitenflächen 34, 36 der Halteelemente 26, 28 montierte Befestigungsplatte 64. Von der Befestigungsplatte 64 erstreckt sich ein im Wesentlichen U-förmiger Montageabschnitt 66. Der Montageabschnitt 66 umgreift eine Außenfläche einer in Form eines Beleuchtungselements ausgebildeten vierten Flugzeuginterieurkomponente 68.

Schließlich erstreckt sich von den ersten Seitenflächen 34, 36 der Halteelemente 26, 28 jeweils eine vierte Verbindungsvorrichtung 70. Die vierte Verbindungsvorrichtung 70 umfasst eine an den jeweiligen Seitenflächen 34, 36 der Halteelemente 26, 28 befestigte Befestigungsplatte 72, von der sich ein Steg 74 erstreckt. An dem Steg 74 ist ein Montageabschnitt 76 angebracht. Der Montageabschnitt 76 ist mit Bohrungen versehen, die von geeigneten Befestigungsmitteln, wie z.B. Schrauben oder Nieten durchsetzt sind, um den Montageabschnitt 76 mit einer in Form eines Luftauslas-

selements einer Flugzeugklimaanlage ausgebildeten fünften Flugzeuginterieurkomponente 78 zu verbinden.

Schließlich ist an der ersten Seitenfläche 34, 36 eines jeden Halteelements 26, 28 des Haltesystems 24 ein Strukturhalter 80 angebracht. Der Strukturhalter 80 dient dazu, das Flugzeuginterieurkomponentenmodul 10 bei der Montage in einem Flugzeuggruppenelement mit einer Flugzeugstruktur zu verbinden. Ferner kann das Flugzeuginterieurkomponentenmodul 10 mittels des Strukturhalters 80 beim Transport in seine Endmontageposition an einer geeigneten Transportvorrichtung befestigt werden. Dadurch kann der Kontakt von Flächen des Moduls 10, die im in einem Flugzeug montierten Zustand des Moduls 10 sichtbar sind, mit der Transportvorrichtung vermieden und das Risiko einer Verschmutzung oder Beschädigung dieser sichtbaren Flächen minimiert werden. Das Haltesystem 24 des Interieurkomponententrägersystems 22 dient somit nicht nur dazu, die Flugzeuginterieurkomponenten 12, 14, 16, 68, 78 miteinander zu verbinden, sondern ermöglicht auch die Anbindung dieser Komponenten 12, 14, 16, 68, 78 an die Flugzeugstruktur.

Im Bereich des einen Teil der dritten Flugzeuginterieurkomponente 16 bildenden Dadopaneels 20 ist ein weiterer Strukturhalter 82 angebracht. Der weitere Strukturhalter 82 dient jedoch dazu, die dritte Flugzeuginterieurkomponente 16 im Bereich des Dadopaneels 20 an der Struktur zu fixieren.

Das Flugzeuginterieurkomponentenmodul 10 kann außerhalb des Flugzeugs zu einer in den Fig. 1 und 2 veranschaulichten Großbaugruppe vormontiert werden. Anschließend kann das Modul 10 in eine Endmontageposition in einem Flugzeuggruppenelement transportiert und dort mittels der Strukturhalter 80, 82 an der Flugzeugstruktur befestigt werden.

Patentansprüche

5 1. Interieurkomponententrägersystem (22) zur Verwendung bei der Montage von Flugzeuginterieurkomponenten (12, 14, 16, 68, 78) in einem Flugzeug, mit:

- einem Haltesystem (24), das mindestens ein Halteelement (26, 28) umfasst, wobei an dem Halteelement (26, 28) eine erste Verbindungsvorrichtung (30) zur Verbin-
10 dung des Halteelements (26, 28) mit einer ersten Flugzeuginterieurkomponente (14) und eine zweite Verbindungsvorrichtung (56) vorgesehen ist, und wobei an dem Halteelement (26, 28) ferner ein Strukturhalter (80) zur Befestigung des Halteele-
ments (26, 28) an einer Flugzeugstruktur vorgesehen ist, und

- einem Scharnier (38), das derart mit einer zweiten sowie einer dritten Flugzeugin-
15 terieurkomponente (14, 16) verbindbar ist, dass die dritte Flugzeuginterieurkompo-
nente (16) um eine Längsachse (L) des Scharniers (38) relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente (14) verschwenkbar ist, wobei die an dem Halteele-
ment (26, 28) angebrachte zweite Verbindungsvorrichtung (56) dazu eingerichtet ist, mit dem Scharnier (38) und/oder einem zu dem Scharnier (38) benachbarten Bereich
20 der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) verbunden zu werden.

2. Interieurkomponententrägersystem nach Anspruch 1,
dadurch gekennzeichnet, dass an dem Halteelement (26, 28) ferner eine dritte Ver-
25 bindungsvorrichtung (62) zur Verbindung des Halteelements (26, 28) mit einer vier-
ten Flugzeuginterieurkomponente (68) und/oder eine vierte Verbindungsvorrichtung
(70) zur Verbindung des Halteelements (26, 28) mit einer fünften Flugzeuginterieur-
komponente (78) vorgesehen ist.

3. Interieurkomponententrägersystem nach Anspruch 1 oder 2,
30 dadurch gekennzeichnet, dass das Haltesystem (24) mindestens zwei Halteelemente
(26, 28) umfasst, die sich im mit der ersten Flugzeuginterieurkomponente (12), dem
Scharnier (38), der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente (14,
16) verbundenen Zustand des Haltesystems (24) im Wesentlichen parallel zueinander
erstrecken, wobei mindestens eine an dem ersten Halteelement (26) vorgesehene
35 Verbindungsvorrichtung (56, 62, 70) an einer ersten Seitenfläche (34) des ersten
Halteelements (26) angebracht ist, die im mit der ersten Flugzeuginterieurkomponen-
te (12), dem Scharnier (38), der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkom-

ponente (14, 16) verbundenen Zustand des Haltesystems (24) einer ersten Seitenfläche (36) des zweiten Halteelements (28) zugewandt ist, an der eine entsprechende, an dem zweiten Halteelement (28) vorgesehene Verbindungsvorrichtung (56, 62, 70) angebracht ist.

5

4. Interieurkomponententrägersystem nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass die erste Verbindungsvorrichtung (30) eine Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements (26, 28) mit einem Überkopfgepäckfach ist, dass die zweite Verbindungsvorrichtung (56) eine
10 Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements (26, 28) mit einem ein Cove-Light-Paneel mit einem Fensterpaneel verbindenden Scharnier (38), einem zu dem Scharnier (38) benachbarten Bereich des Cove-Light-Paneels und/oder einem zu dem Scharnier (38) benachbarten Bereich des Fensterpaneels ist, dass die dritte
15 Verbindungsvorrichtung (62) eine Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements (26, 28) mit einem Beleuchtungselement ist und/oder die vierte Verbindungsvorrichtung (70) eine Verbindungsvorrichtung zur Verbindung des Halteelements (26, 28) mit einem Luftauslasselement einer Flugzeugklimaanlage ist.

20

5. Interieurkomponententrägersystem nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, dass das Scharnier (38) in Form eines Filmscharniers ausgebildet ist, das einen sich entlang der Längsachse (L) des Scharniers (38) erstreckenden Scharnierfilm (40) umfasst.

25

6. Interieurkomponententrägersystem nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass das Scharnier (38) mindestens ein Scharnierelement (46a, 46b) umfasst, das einen mit der zweiten Flugzeuginterieurkomponente (14) verbindbaren ersten Befestigungsabschnitt (48), einen mit der dritten Flugzeuginterieurkomponente (16) verbindbaren zweiten Befestigungsabschnitt (50), einen mit der zweiten Verbindungsvorrichtung (56) des Halteelements (26, 28) verbindbaren Verbindungsabschnitt (54) und/oder einen mit dem Scharnierfilm (40) des Scharniers
30 (38) verbindbaren Halteabschnitt (52) umfasst.

35

7. Interieurkomponententrägersystem nach Anspruch 5 oder 6, dadurch gekennzeichnet, dass das Scharnier (38) mindestens ein mit dem Scharnierfilm (40) verbundenes Versteifungselement (45) umfasst, das sich entlang zumindest eines Abschnitts der Längsachse (L) des Scharniers (38) erstreckt und mit der zweiten oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) verbindbar ist.

8. Flugzeuginterieurkomponentenmodul (100) mit:

- einem Interieurkomponententrägersystem (22) nach einem der Ansprüche 1 bis 7,
- einer ersten Flugzeuginterieurkomponente (12), die mittels der ersten Verbindungsvorrichtung (30) mit mindestens einem Halteelement (26, 28) des Haltesystems (24) des Interieurkomponententrägersystems (22) verbunden ist,
- einer zweiten Flugzeuginterieurkomponente (14) die über das Scharnier (38) des Interieurkomponententrägersystems (22) derart mit einer dritten Flugzeuginterieurkomponente (16) verbunden ist, dass die dritte Flugzeuginterieurkomponente (16) um die Längsachse (L) des Scharniers (38) relativ zu der zweiten Flugzeuginterieurkomponente (14) verschwenkbar ist, wobei die an dem Halteelement (26, 28) des Haltesystems (24) des Interieurkomponententrägersystems (22) vorgesehene zweite Verbindungsvorrichtung (56) mit dem Scharnier (38) und/oder einem zu dem Scharnier (38) benachbarten Bereich der zweiten und/oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) verbunden ist, um die zweite und die dritte Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) an dem Halteelement (26, 28) zu befestigen, und wobei das Flugzeuginterieurkomponentenmodul (100) mittels des an dem Halteelement (26, 28) des Haltesystems (24) des Interieurkomponententrägersystems (22) vorgesehenen Strukturhalters (80) an einer Flugzeugstruktur befestigbar ist.

9. Flugzeuginterieurkomponentenmodul nach Anspruch 8,

- gekennzeichnet durch eine vierte Flugzeuginterieurkomponente (68), die mittels der dritten Verbindungsvorrichtung (62) mit dem Halteelement (26, 28) des Haltesystems (24) des Interieurkomponententrägersystems (22) verbunden ist, und/oder eine fünfte Flugzeuginterieurkomponente (78), die mittels der vierten Verbindungsvorrichtung (70) mit dem Halteelement (26, 28) des Haltesystems (24) des Interieurkomponententrägersystems (22) verbunden ist.

10. Flugzeuginterieurkomponentenmodul nach Anspruch 8 oder 9,

- dadurch gekennzeichnet, dass ein erstes Halteelement (26) des Haltesystems (24) mittels der ersten Verbindungsvorrichtung (30) des ersten Halteelements (26) an einer ersten Seitenwand (32) der ersten Flugzeuginterieurkomponente (12) befestigt ist und ein zweites Halteelement (28) des Haltesystems (24) mittels der ersten Verbindungsvorrichtung (30) des zweiten Halteelements (28) an einer der ersten Seitenwand (32) gegenüberliegenden zweiten Seitenwand der ersten Flugzeuginterieurkomponente (12) befestigt ist, wobei sich das erste und das zweite

Halteelement (26, 28) des Haltesystems (24) im Wesentlichen parallel zueinander erstrecken.

11. Flugzeuginterieurkomponentenmodul nach Anspruch 10, dadurch gekennzeichnet, dass die zweite, die dritte, die vierte und/und oder die fünfte Flugzeuginterieurkomponente (14, 16, 68, 78) mittels einer Verbindungsvorrichtung (56, 62, 70) des ersten Haltelements (26) mit dem ersten Haltelement (26) verbunden ist/sind, die an einer ersten Seitenfläche (34) des ersten Haltelements (26) angebracht ist, und dass die zweite, die dritte, die vierte und/und oder die fünfte Flugzeuginterieurkomponente (14, 16, 68, 78) mittels einer Verbindungsvorrichtung (56, 62, 70) des zweiten Haltelements (28) mit dem zweiten Haltelement (28) verbunden ist/sind, die an einer ersten Seitenfläche (36) des zweiten Haltelements (28) angebracht ist, wobei die erste Seitenfläche (34) des ersten Haltelements (26) der ersten Seitenfläche (36) des zweiten Haltelements (28) zugewandt ist.

12. Flugzeuginterieurkomponentenmodul nach einem der Ansprüche 8 bis 11, dadurch gekennzeichnet, dass die erste Flugzeuginterieurkomponente (12) ein Überkopfgepäckfach, die zweite Flugzeuginterieurkomponente (14) ein Cove-Light-Paneel, die dritte Flugzeuginterieurkomponente (16) ein vorzugsweise einstückig mit einem Dadopaneel ausgebildetes Fensterpaneel, die vierte Flugzeuginterieurkomponente (68) ein Beleuchtungselement und/oder die fünfte Flugzeuginterieurkomponente (78) ein Luftauslasselement einer Flugzeugklimaanlage ist.

13. Flugzeuginterieurkomponentenmodul nach einem der Ansprüche 8 bis 12, dadurch gekennzeichnet, dass sich der Scharnierfilm (40) des in Form eines Filmscharniers ausgebildeten Scharniers (38) des Interieurkomponententrägersystems (22) entlang eines Montagespalts zwischen der zweiten und der dritten Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) erstreckt und den Montagespalt im Wesentlichen vollständig abdeckt, dass mindestens ein Scharnierelement (46a, 46b) des Scharniers (38) mittels des ersten Befestigungsabschnitts (48) des Scharnierelements (46a, 46b) mit der zweiten Flugzeuginterieurkomponente (14) und mittels des zweiten Befestigungsabschnitts (50) des Scharnierelements (46a, 46b) mit der dritten Flugzeuginterieurkomponente (16) verbunden ist und/oder dass mindestens ein mit dem Scharnierfilm (40) verbundenes Versteifungselement (45) des Scharniers (38) entlang zumindest eines Abschnitts der Längsachse (L) des Scharniers (38) mit der zweiten oder der dritten Flugzeuginterieurkomponente (14, 16) verbunden ist.

14. Flugzeuginterieurkomponentenmodul nach einem der Ansprüche 8 bis 13, dadurch gekennzeichnet, dass an der dritten Flugzeuginterieurkomponente (16) ein weiterer Strukturhalter (82) zur Verbindung der dritten Flugzeuginterieurkomponente (16) mit der Flugzeugstruktur vorgesehen ist.

5

15. Verfahren zur Montage eines Flugzeuginterieurkomponentenmoduls (100) in einem Flugzeug, mit den Schritten:

- Vormontieren eines Flugzeuginterieurkomponentenmoduls (100) nach einem der Ansprüche 8 bis 14 außerhalb des Flugzeugs,

10

- Transportieren des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls (100) in eine Endmontageposition in einem Flugzeugrumpfelement,

- Befestigen des Flugzeuginterieurkomponentenmoduls (100) an einer Flugzeugstruktur mittels des Strukturhalters (80) des Interieurkomponententrägersystems (22).

15

1/6

FIG 1

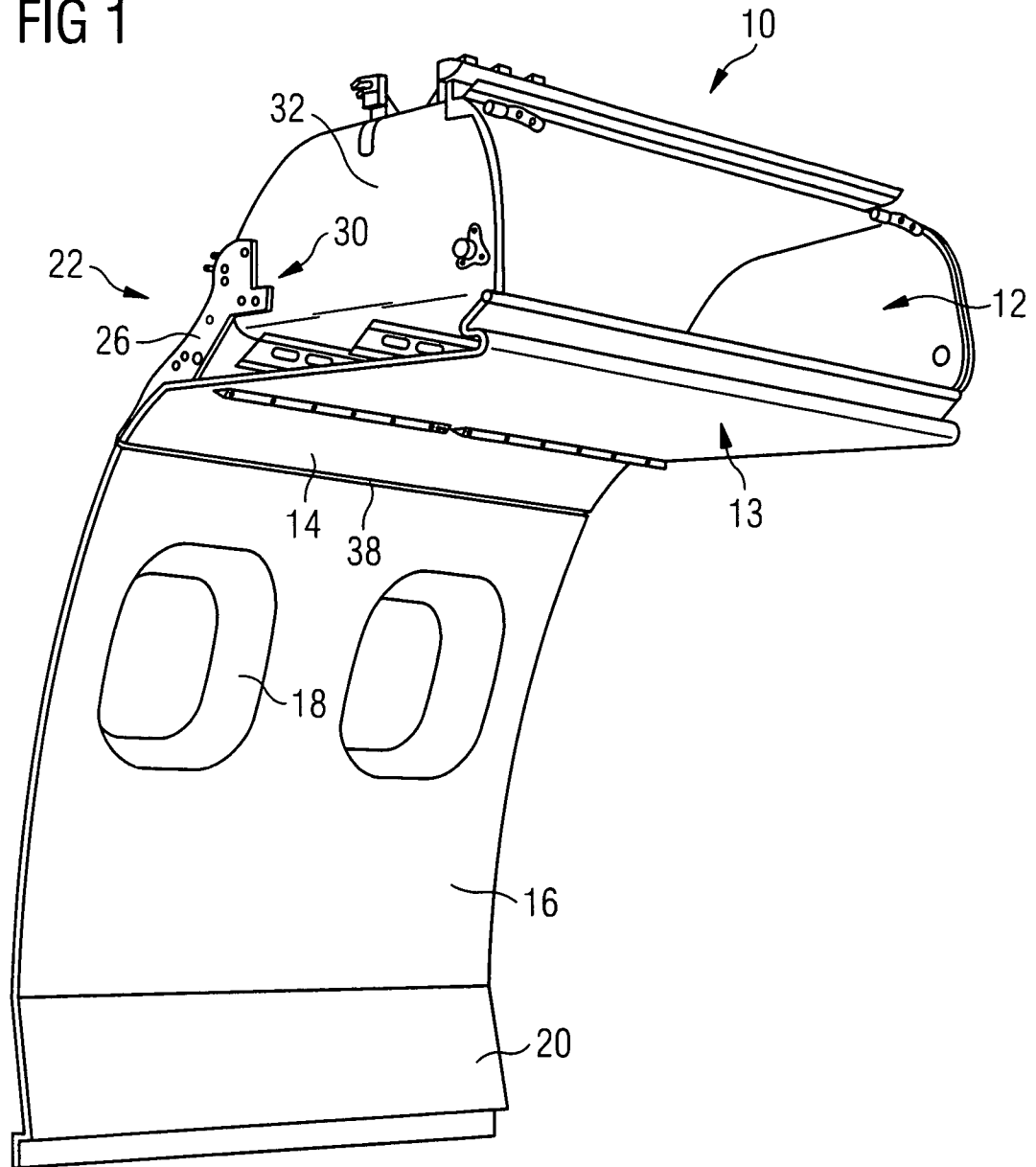
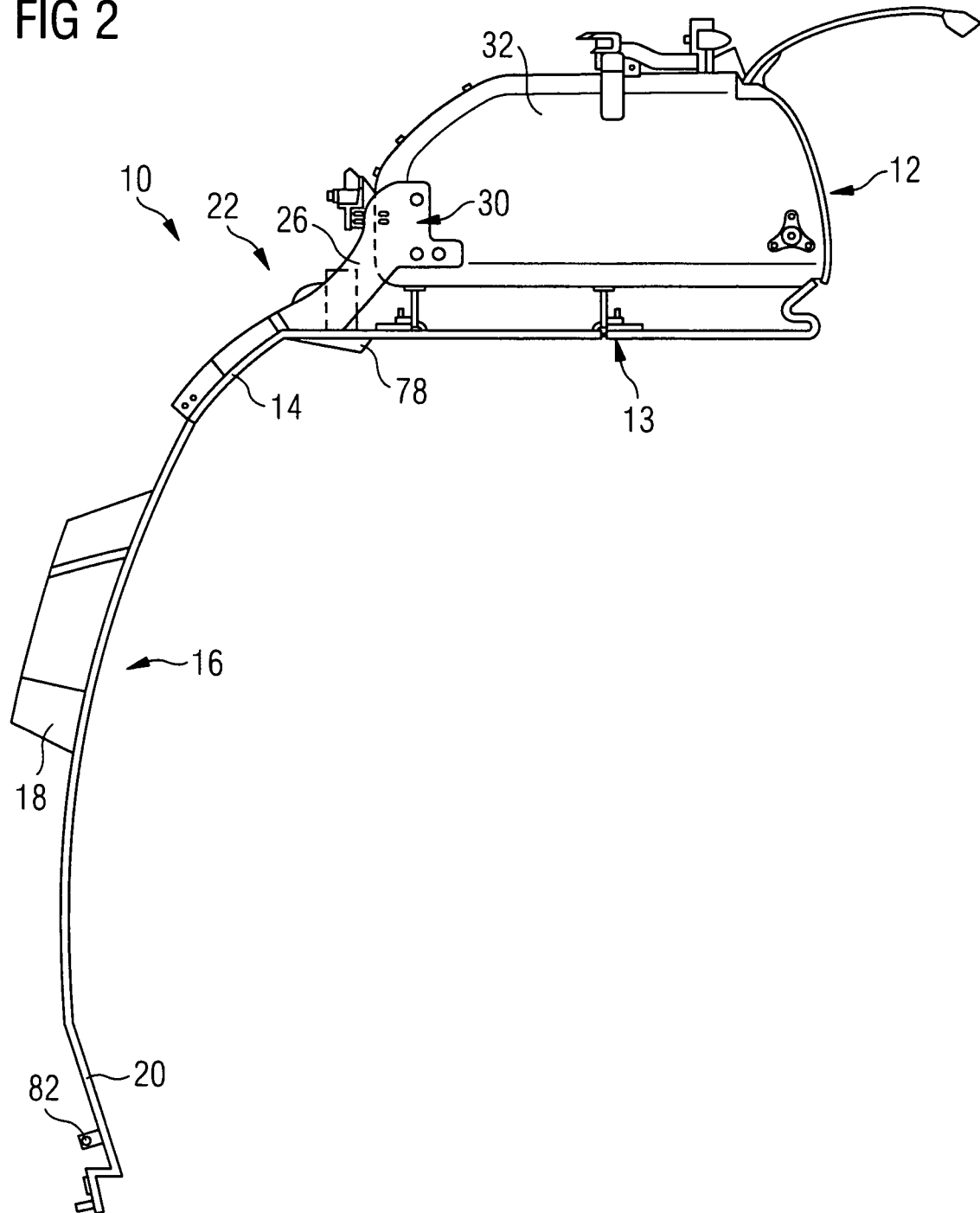


FIG 2



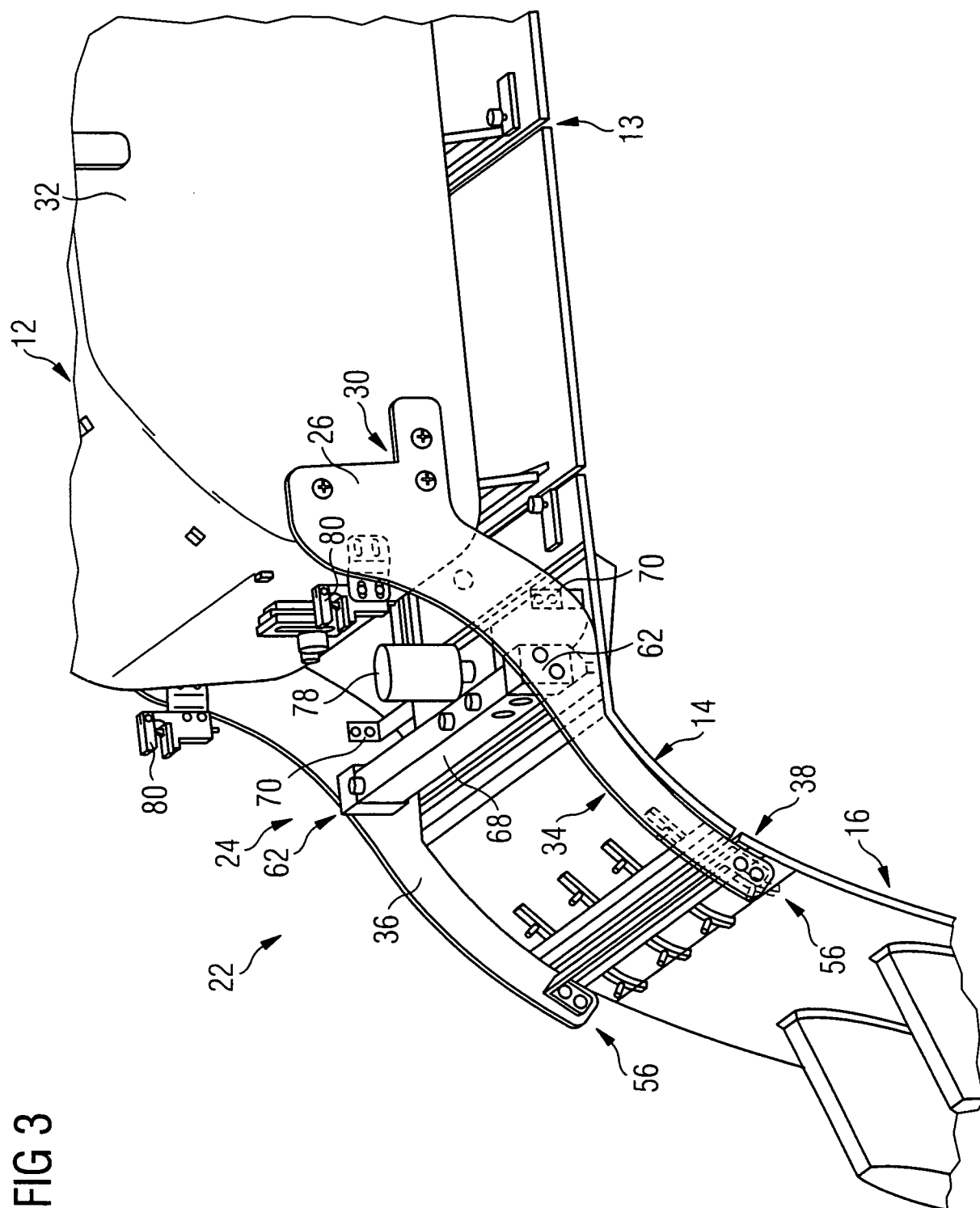


FIG 3

4/6

FIG 4

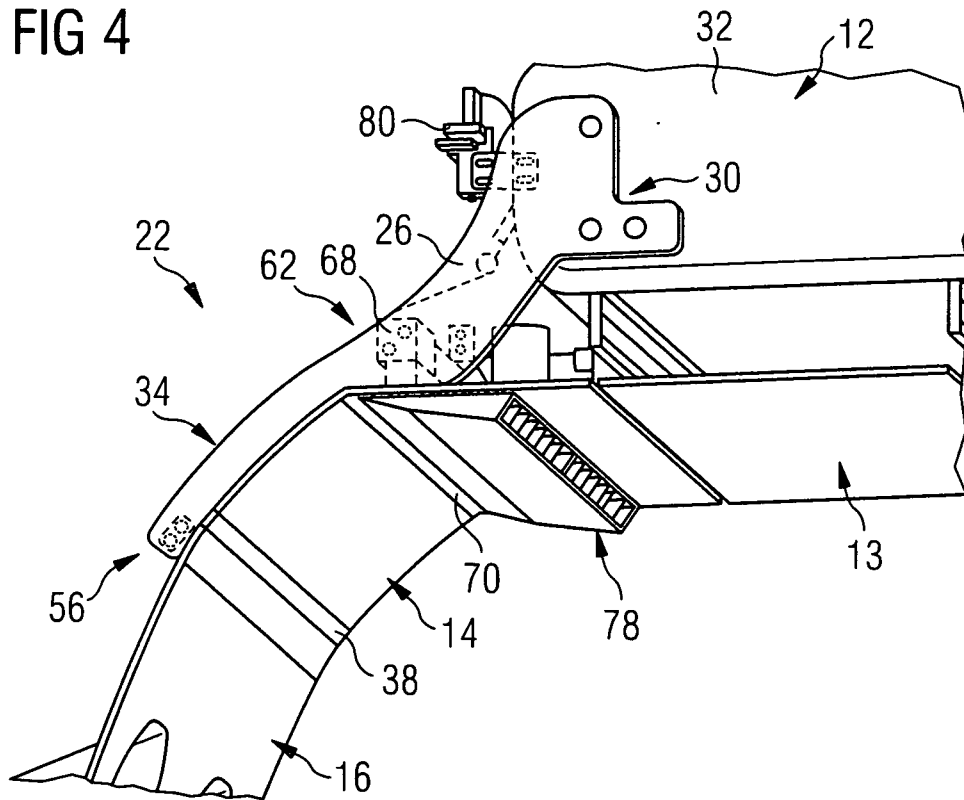
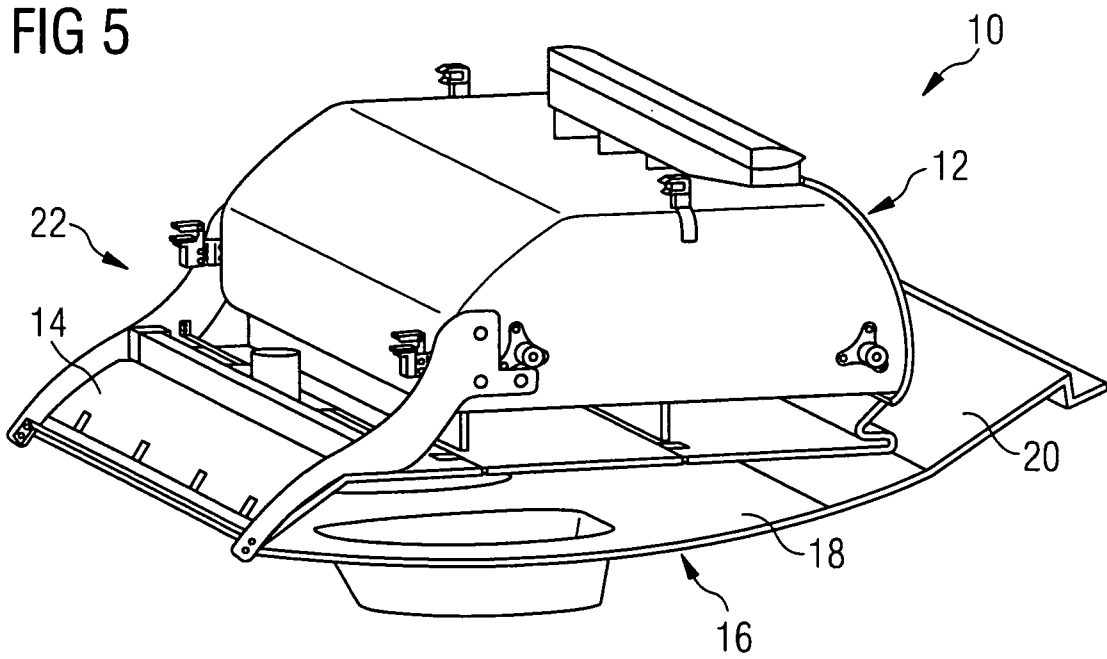


FIG 5



5/6

FIG 6

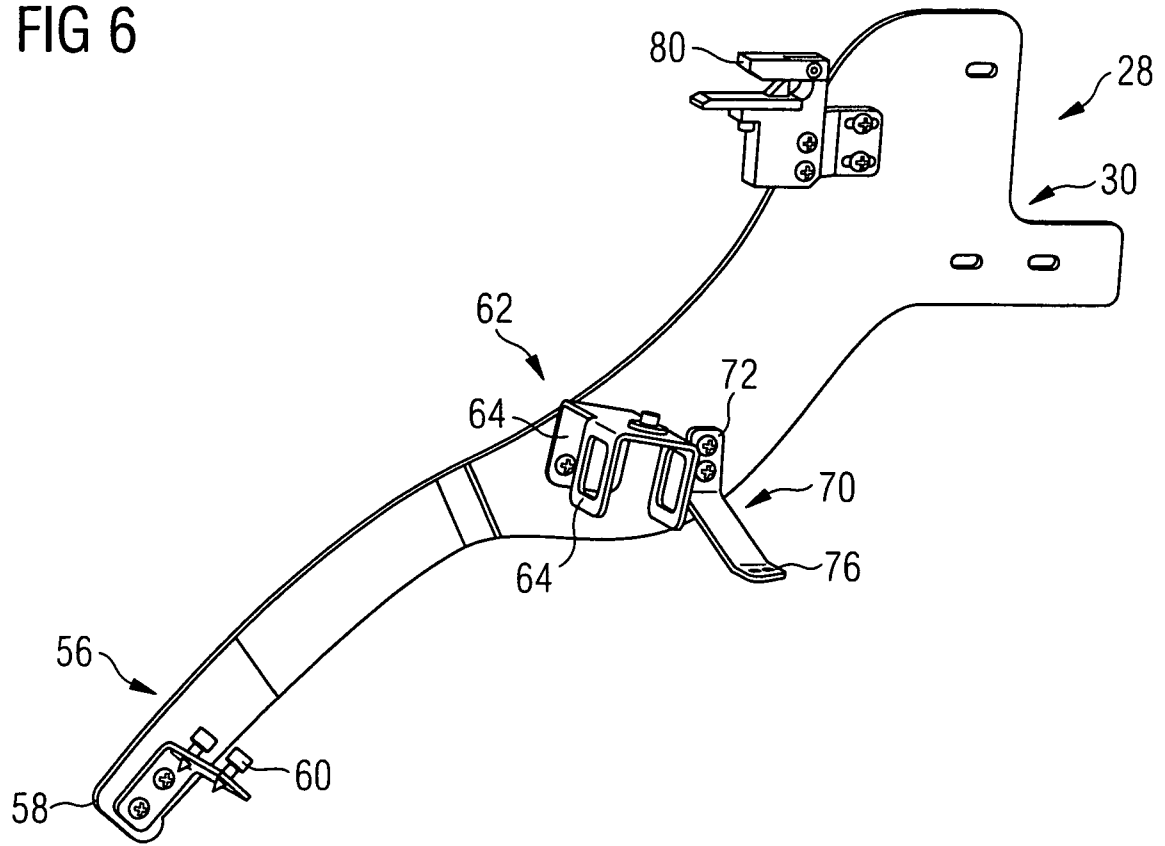
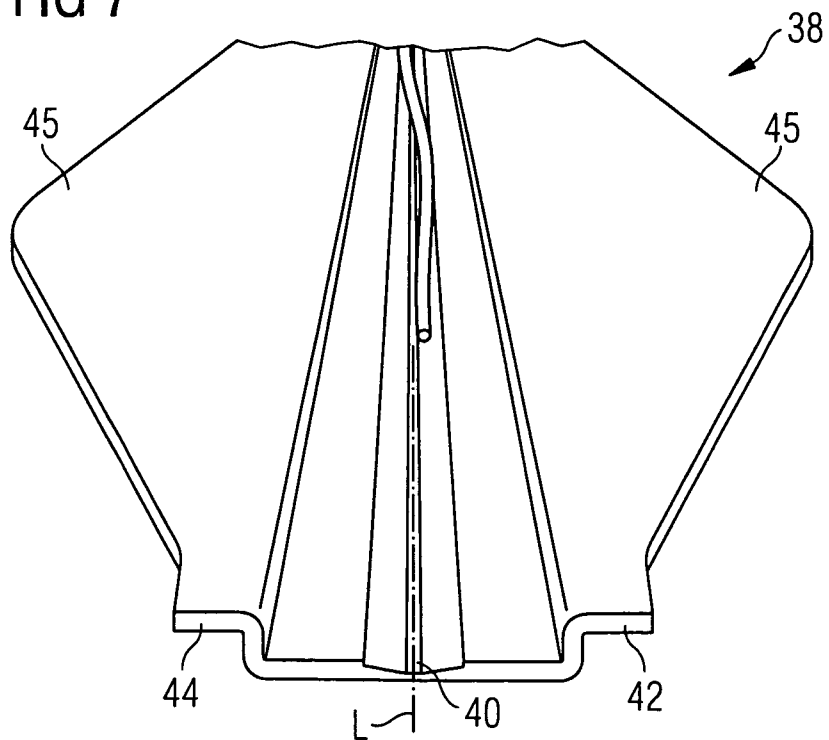


FIG 7



6/6

FIG 8

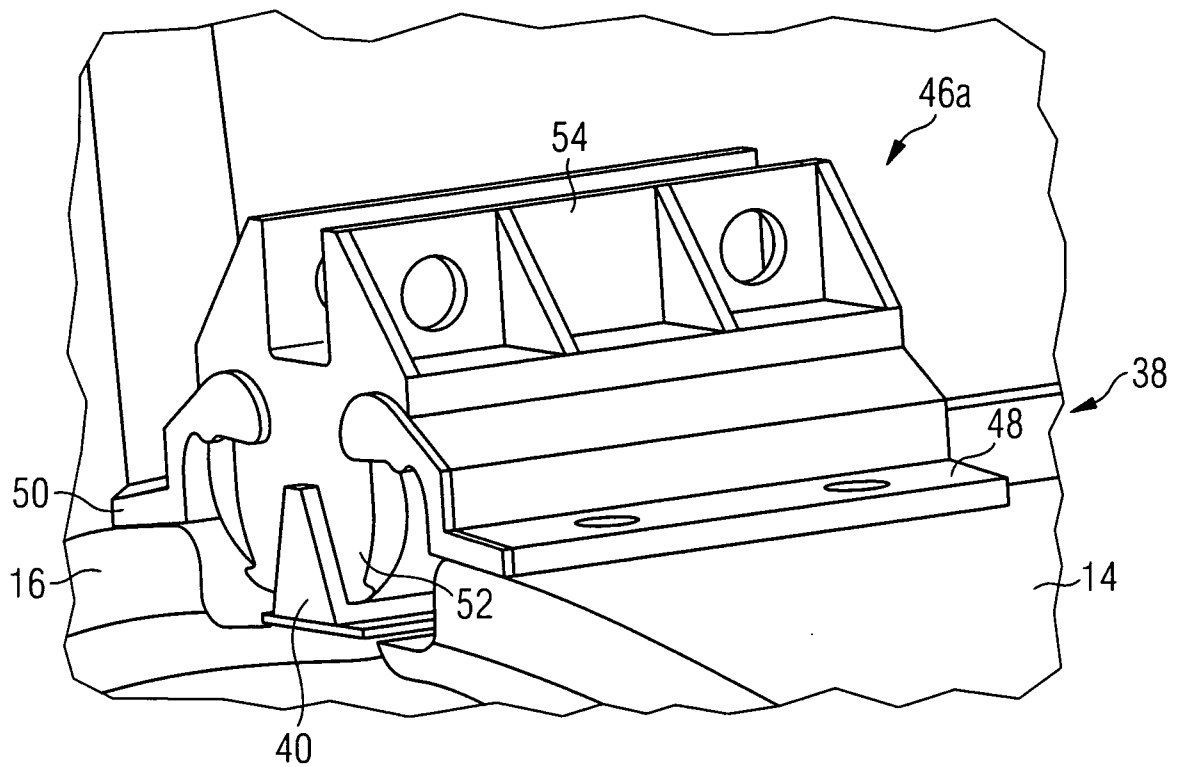
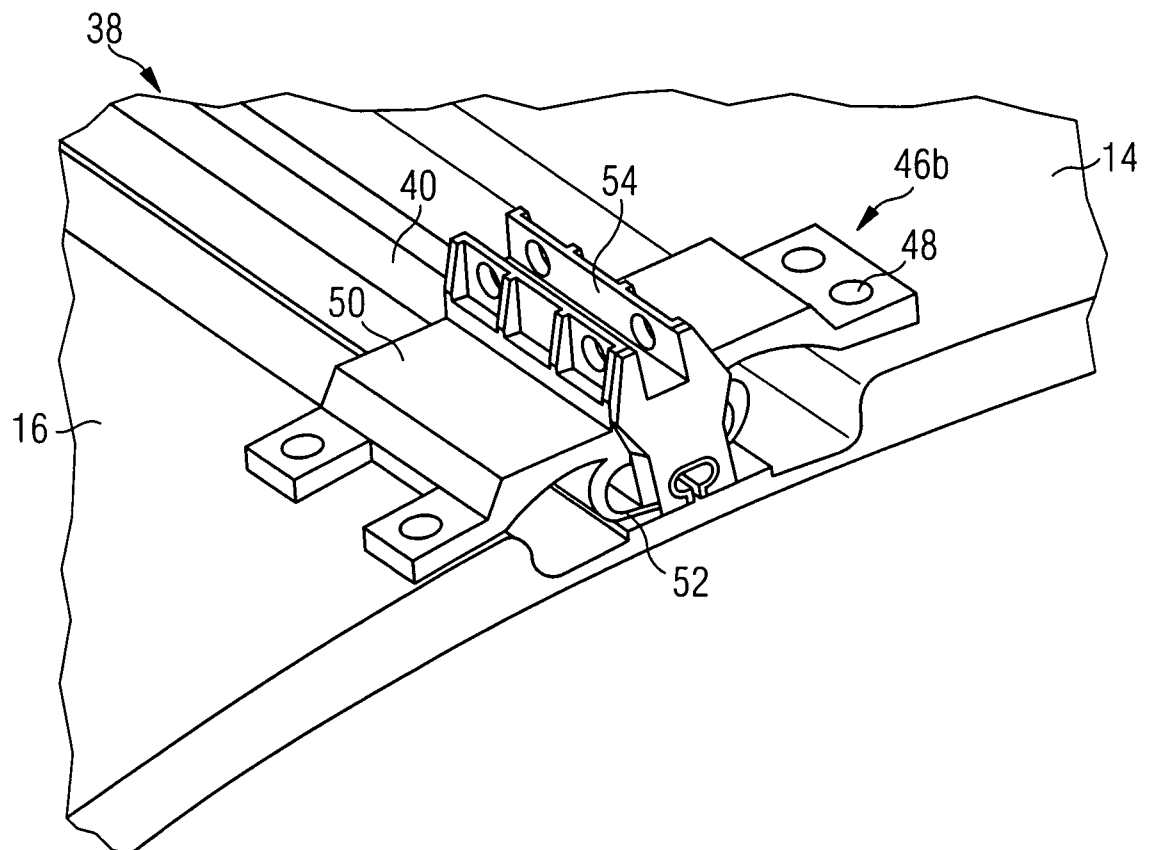


FIG 9



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2011/003335

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64D11/00 B64F5/00
ADD. F16B5/00

According to International Patent Classification (IPC) or to both national Classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (Classification System followed by Classification Symbols)
B64D B64F

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to Claim No.
A	DE 10 2005 054890 AI (AI RBUS GMBH [DE]) 24 May 2007 (2007-05-24) abstract; figures 1, 2 -----	1, 8, 15
A	US 5 549 258 A (HART JACK E [US] ET AL) 27 August 1996 (1996-08-27) column 5, line 16 - line 27; figures -----	1, 15
A	DE 39 04 375 AI (MESSERSCHMITT BOELKOW BLOHM [DE]) 16 August 1990 (1990-08-16) column 1, line 59 - column 2, line 4 -----	8
A	EP 0 983 938 A2 (DAIMLER CHRYSLER AEROSPACE [DE] EADS AIRBUS GMBH [DE] AIRBUS GMBH [DE]) 8 March 2000 (2000-03-08) figure 1 -----	1, 15



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general State of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier document but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

19 October 2011

Date of mailing of the international search report

25/10/2011

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Topp, Susanne

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2011/003335

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
DE 102005054890 AI	24-05-2007	BR PI0618356 A2	23-08-2011
		CA 2627244 AI	24-05-2007
		CN 101309833 A	19-11-2008
		EP 1948506 AI	30-07-2008
		WO 2007057191 AI	24-05-2007
		JP 2009515761 A	16-04-2009
		US 2008277527 AI	13-11-2008

US 5549258 A	27-08-1996	US 5716027 A	10-02-1998

DE 3904375 AI	16-08-1990	NONE	

EP 0983938 A2	08-03-2000	AT 266563 T	15-05-2004
		DE 19839701 AI	09-03-2000
		ES 2219959 T3	01-12-2004
		US 6318671 B1	20-11-2001

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2011/003335

A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDES

INV. B64D11/00 B64F5/00

ADD. F16B5/00

Nach der Internationalen Patentklassifikation (IPC) oder nach der nationalen Klassifikation und der IPC

B. RECHERCHIERTE GEBIETE

Recherchierter Mindestprüfstoß (Klassifikationssystem und Klassifikationssymbole)

B64D B64F

Recherchierte, aber nicht zum Mindestprüfstoß gehörende Veröffentlichungen, soweit diese unter die recherchierten Gebiete fallen

Während der internationalen Recherche konsultierte elektronische Datenbank (Name der Datenbank und evtl. verwendete Suchbegriffe)

EPO-Internal

C. ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
A	DE 10 2005 054890 AI (AI RBUS GMBH [DE]) 24. Mai 2007 (2007-05-24) Zusammenfassung; Abbi l dungen 1, 2 -----	1, 8, 15
A	US 5 549 258 A (HART JACK E [US] ET AL) 27. August 1996 (1996-08-27) Spal t e 5, Zei l e 16 - Zei l e 27; Abbi l dungen -----	1, 15
A	DE 39 04 375 AI (MESSERSCHMITT BÖELKOW BLÖHM [DE]) 16. August 1990 (1990-08-16) Spal t e 1, Zei l e 59 - Spal t e 2, Zei l e 4 -----	8
A	EP 0 983 938 A2 (DAIMLER CHRYSLER AEROSPACE [DE] EADS AI RBUS GMBH [DE] AI RBUS GMBH [DE]) 8. März 2000 (2000-03-08) Abbi l dung 1 -----	1, 15



Weitere Veröffentlichungen sind der Fortsetzung von Feld C zu entnehmen



Siehe Anhang Patentfamilie

* Besondere Kategorien von angegebenen Veröffentlichungen :

"A" Veröffentlichung, die den allgemeinen Stand der Technik definiert, aber nicht als besonders bedeutsam anzusehen ist

"E" älteres Dokument, das jedoch erst am oder nach dem internationalen Anmeldedatum veröffentlicht worden ist

"L" Veröffentlichung, die geeignet ist, einen Prioritätsanspruch zweifelhaft erscheinen zu lassen, oder durch die das Veröffentlichungsdatum einer anderen im Recherchenbericht genannten Veröffentlichung belegt werden soll oder die aus einem anderen besonderen Grund angegeben ist (wie ausgeführt)

"O" Veröffentlichung, die sich auf eine mündliche Offenbarung, eine Benutzung, eine Ausstellung oder andere Maßnahmen bezieht

"P" Veröffentlichung, die vor dem internationalen Anmeldedatum, aber nach dem beanspruchten Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist

"T" Spätere Veröffentlichung, die nach dem internationalen Anmeldedatum oder dem Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist und mit der Anmeldung nicht kollidiert, sondern nur zum Verständnis des der Erfindung zugrundeliegenden Prinzips oder der ihr zugrundeliegenden Theorie angegeben ist

"X" Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann allein aufgrund dieser Veröffentlichung nicht als neu oder auf erfinderischer Tätigkeit beruhend betrachtet werden

"Y" Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann nicht als auf erfinderischer Tätigkeit beruhend betrachtet werden, wenn die Veröffentlichung mit einer oder mehreren anderen Veröffentlichungen dieser Kategorie in Verbindung gebracht wird und diese Verbindung für einen Fachmann naheliegend ist

"&" Veröffentlichung, die Mitglied derselben Patentfamilie ist

Datum des Abschlusses der internationalen Recherche

19. Oktober 2011

Absendedatum des internationalen Recherchenberichts

25/10/2011

Name und Postanschrift der Internationalen Recherchenbehörde

Europäisches Patentamt, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Bevollmächtigter Bediensteter

Topp, Susanne

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2011/003335

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
DE 102005054890 AI	24-05-2007	BR PI0618356 A2	23-08-2011
		CA 2627244 AI	24-05-2007
		CN 101309833 A	19-11-2008
		EP 1948506 AI	30-07-2008
		WO 2007057191 AI	24-05-2007
		JP 2009515761 A	16-04-2009
		US 2008277527 AI	13-11-2008

US 5549258 A	27-08-1996	US 5716027 A	10-02-1998

DE 3904375 AI	16-08-1990	KEINE	

EP 0983938 A2	08-03-2000	AT 266563 T	15-05-2004
		DE 19839701 AI	09-03-2000
		ES 2219959 T3	01-12-2004
		US 6318671 BI	20-11-2001
