



(10) **DE 10 2010 017 437 B4** 2023.02.23

(12)

Patentschrift

(21) Aktenzeichen: **10 2010 017 437.8**
(22) Anmeldetag: **17.06.2010**
(43) Offenlegungstag: **05.01.2011**
(45) Veröffentlichungstag
der Patenterteilung: **23.02.2023**

(51) Int Cl.: **B64D 47/00** (2006.01)
H05K 5/02 (2006.01)
H05K 7/20 (2006.01)

Innerhalb von neun Monaten nach Veröffentlichung der Patenterteilung kann nach § 59 Patentgesetz gegen das Patent Einspruch erhoben werden. Der Einspruch ist schriftlich zu erklären und zu begründen. Innerhalb der Einspruchsfrist ist eine Einspruchsgebühr in Höhe von 200 Euro zu entrichten (§ 6 Patentkostengesetz in Verbindung mit der Anlage zu § 2 Abs. 1 Patentkostengesetz).

(30) Unionspriorität:
12/487,797 19.06.2009 US

(73) Patentinhaber:
General Electric Co., Schenectady, N.Y., US

(74) Vertreter:
Rüger Abel Patentanwälte PartGmbB, 73728 Esslingen, DE

(72) Erfinder:
Steenwyk, Meredith Marie, Kentwood, Mich., US;
Coxon, Danny Weldon, Conklin, Mich., US;
Streyle, John Jay, Walker, Mich., US; Ploeg,
Benjamin Jon Vander, Kentwood, Mich., US

(56) Ermittelter Stand der Technik:
US 5 520 976 A

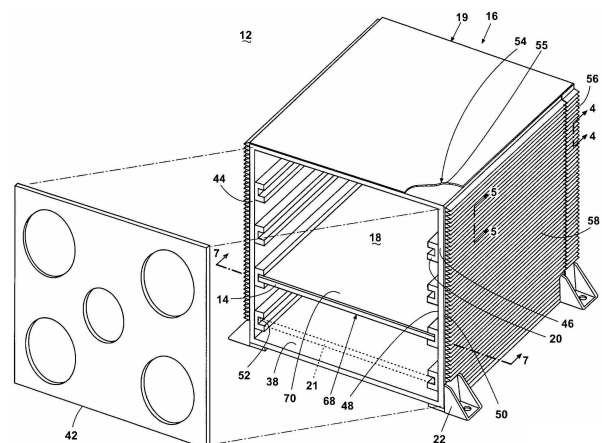
(54) Bezeichnung: **Avionikchassis**

(57) Hauptanspruch: Avionikchassis-Baugruppe (12), aufweisend:

ein Gehäuse (16) mit einer einen Außenbereich (19) des Gehäuses (16) definierenden Außenoberfläche, einer einen Innenbereich (18) des Gehäuses (16) definierenden Innenoberfläche, und das mit Kohlefaserverstärkung hergestellt ist;

wenigstens eine an der Innenoberfläche des Gehäuses (16) montierte Kartenschiene (20) zum Festhalten einer elektronischen Leiterplatte (14);

wenigstens eine Wärmeabfuhrrippe (58), die aus Kohlefaser aufgebaut ist und sich aus der Außenoberfläche erstreckt; mehrere isotrope Kohlefasern (59), die sich aus einem Inneren der Rippe (58) durch das Gehäuse (16) hindurch und in Berührungskontakt mit der Kartenschiene (20) erstrecken; wobei die mehreren isotropen Kohlefasern (59) einen direkten leitenden Pfad aus der Kartenschiene (20) zu der Wärmeabfuhrrippe (58) ausbilden.



Beschreibung

Querverweis auf verwandte Anmeldungen

[0001] Die Anmeldung ist mit der Patentanmeldung Dok.-Nr. US 2010 / 0 319 948 A1 mit dem Titel Avionics Chassis, der Patentanmeldung US 2010 / 0 321 890 A1 mit dem Titel Avionics Chassis und der Patentanmeldung US 2010 / 0 321 892 A1 mit dem Titel Avionics Chassis verwandt, die gleichzeitig damit eingereicht wurden.

Hintergrund der Erfindung

[0002] Moderne Flugzeuge nutzen Avionik, um die verschiedenen Geräte und Operationen zum Fliegen des Flugzeugs zu steuern. Die Avionik kann in einem Avionikchassis untergebracht sein, welche verschiedene nützliche Funktionen ausführt, wovon einige sind: elektrische Abschirmung der Avionik vor elektromagnetischer Störung (EMI), Schutz der Avionik vor Blitzschlägen, Abführen der von der Avionik erzeugten Wärme und Schutz der Avionik vor Umgebungseinflüssen.

[0003] Gewicht ist ebenfalls ein Gesichtspunkt für das Avionikchassis. Das Avionikchassis sollte die nützlichen Funktionen ohne unnötiges zusätzliches Gewicht für das Flugzeug ausführen.

[0004] Die Ausführung der nützlichen Funktionen steht oft im Gegensatz zur Beibehaltung oder Verringerung des Gewichtes des Avionikchassis insbesondere in Hinblick auf neuere Avionik mit schnelleren Verarbeitungsgeschwindigkeiten und höheren Frequenzen, kleinerer Abmessungen und größeren Leistungsdichten. Diese Avionik erzeugt relativ große Wärmemengen, arbeitet aber nur unter einem bestimmten Bereich von Schwellenwerttemperaturen, was zu einer erhöhten Wärmeabführungsbedarf führt, der früher durch Vergrößerung der Abmessung der Wärmesenke gelöst worden ist, und zu einem erhöhten Gewicht führt.

[0005] Historisch gesehen, bestehen kommerziell erhältliche Avionikchassis aus Aluminium, welches inhärent die gewünschten Vorteile wie Abschirmung, Wärmeabführung, Blitzschlagschutz und Umgebungsschutz besitzt.

[0006] Die US 5 520 976 A offenbart ein abgeschirmtes Gehäuse, das elektronische Hardware, beispielsweise Avionik, enthält. Innerhalb des Gehäuses ist ein Wärmeübertragungssystem mit einer Kühlwand vorgesehen, die eine Reihe von Kühlrippen an einer Außenfläche der Kühlwand aufweist. Zwischen der Bodenwand des Gehäuses und der Kühlwand innerhalb des Gehäuses befindet sich ein Hohlraum, durch den Luft oder ein anderes Kühlme-

dium gepresst werden kann, um dem Gehäuse Wärme zu entziehen.

[0007] Davon ausgehend ist es die Aufgabe der Erfindung, ein Avionikchassis bereitzustellen, bei dem die Wärmeableitung aus dem Inneren des Gehäuses durch das Gehäuse hindurch zur Außenseite des Gehäuses hin erhöht ist.

Kurzbeschreibung der Erfindung

[0008] Die Aufgabe der Erfindung wird durch die Avionikchassis-Baugruppe gemäß Anspruch 1 sowie durch die Avionikchassis-Baugruppe gemäß Anspruch 5 gelöst. Erfindungsgemäß weist ein Avionikchassis ein kohlefaserverstärktes Gehäuse, eine auf einer Innenoberfläche des Gehäuses montierte Kartenschiene zum Halten einer elektronischen Leiterplatte, wenigstens eine aus Kohlefaser bestehende und sich aus der Außenoberfläche des Gehäuses erstreckende Wärmeabführrippe, mehrere sich aus einem Inneren der Rippe durch das Gehäuse hindurch und in Berührungskontakt mit der Kartenschiene erstreckende isotrope Kohlefasern. Die mehreren isotropen Fasern bilden einen direkten Leitungspfad von der Kartenschiene zu der Wärmeabführrippe. Alternativ weist das Gehäuse des Avionikchassis ferner wenigstens eine Wand mit inneren und äußeren Oberflächen auf, die den Innen- bzw. Außenoberflächen des Gehäuses entsprechen, wobei das Avionikchassis ferner eine wärmeleitende Befestigung aufweist, die die Kartenschiene mit der Innenoberfläche der Wand verbindet und die Kartenschiene leitend mit den isotropen Kohlefasern koppelt, um einen Teil des Leitungspfad auszubilden. Die mehreren isotropen Kohlefasern bilden einen direkten leitenden Pfad von der wärmeleitenden Befestigung zu der Wärmeabführrippe.

Figurenliste

[0009] In den Zeichnungen ist:

Fig. 1 eine schematische Ansicht eines Flugzeugs mit einem erfindungsgemäßen Avionikchassis.

Fig. 2 eine perspektivische Ansicht des Avionikchassis gemäß einer Ausführungsform der Erfindung mit einer zur Verdeutlichung entfernten Abdeckung.

Fig. 3 eine Explosionsansicht des in **Fig. 2** dargestellten Avionikchassis.

Fig. 4 eine Querschnittsansicht entlang der Linie 4-4 eines Abschnittes des in **Fig. 2** dargestellten Avionikchassis.

Fig. 5 eine Querschnittsansicht entlang der Linie 5-5 eines Abschnittes des in **Fig. 2** dargestellten Avionikchassis.

Fig. 6 eine Querschnittsansicht eines Abschnittes des Avionikchassis, das eine optionale Kartenschienebefestigung besitzt und eine zweite Ausführungsform der Erfindung bildet.

Fig. 7 eine Querschnittsansicht entlang der Linie 7-7 eines Abschnittes des in **Fig. 2** dargestellten Avionikchassis.

Fig. 8 eine Unterseitenansicht der in **Fig. 7** dargestellten Wärmeebene und Aussteifung.

Fig. 9 eine Querschnittsansicht eines Abschnittes des Avionikchassis, das eine alternative Wärmeebene und Wärmeableitfläche besitzt und eine dritte Ausführungsform der Erfindung bildet.

Fig. 10 eine Querschnittsansicht eines Abschnittes des Avionikchassis, das optionale Befestigungsstrukturen für die Leiterplatte enthält und das eine vierte Ausführungsform der Erfindung bildet.

Fig. 11 eine Explosionsansicht einer fünften Ausführungsform des erfindungsgemäßen Avionikchassis.

Fig. 12 eine Explosionsansicht einer sechsten Ausführungsform des erfindungsgemäßen Avionikchassis.

Detaillierte Beschreibung der Erfindung

[0010] **Fig. 1** stellt schematisch ein Flugzeug 10 mit einem an Bord eingebauten (in Strichlinien dargestellten) Avionikchassis zur Unterbringung von Avionik zur Verwendung bei dem Betrieb des Flugzeugs 10 dar. Das Avionikchassis 12 beherbergt eine Vielzahl von Avionikelementen und schützt diese gegen Verschmutzung, elektromagnetische Störung (EMI), Funkfrequenzstörung (RFI), Schwingungen und dergleichen. Obwohl es in einem kommerziellen Reiseflugzeug dargestellt ist, kann das Avionikchassis 12 in jedem Typ von Flugzeug, beispielsweise uneingeschränkt in einem Festflügelflugzeug, Rotationsflügelflugzeug, einer Rakete, kommerziellem Flugzeug, Privatflugzeug und Militärflugzeug verwendet werden. Das Avionikchassis 12 kann überall in dem Flugzeug und nicht nur wie dargestellt in dessen Nase angeordnet sein.

[0011] **Fig. 2** stellt das Avionikchassis 12 gemäß einer Ausführungsform der Erfindung mit einer abgenommenen Vorderseitenabdeckung 42 dar. Das Avionikchassis 12 umfasst ein Chassisgehäuse 16, das einen Innenbereich 18 und einen Außenbereich 19 definiert. Mehrere wärmeleitende Kartenschiene 20 definieren dazwischen (in gestrichelten Linien dargestellte) effektive Steckplätze 21 für die Aufnahme von Leiterplatten (PCBs) 14. Befestigungsfüße 22 erstrecken sich aus dem Chassisgehäuse 16, um eine Befestigung des Avionikchassis 12 an

dem Flugzeug 10 mittels Schrauben und anderer herkömmlicher Befestigungselemente zu ermöglichen. Ferner können die Befestigungsfüße 22 als eine elektrische Erde dienen, um das Avionikchassis an dem Rahmen des Flugzeugs 10 zu erden. Obwohl Befestigungsfüße 22 in diesem Beispiel dargestellt sind, kann das Avionikchassis 12 mit jeder Art von Befestigungsmechanismus verwendet werden.

[0012] **Fig. 3** stellt das Avionikchassis 12 und die PCB 14 detaillierter dar. Für die Zwecke dieser Beschreibung sei angemerkt, dass die PCB 14 negative Eigenschaften für eine Avionikchassisumgebung haben kann, wie z.B. Wärmerzeugung und Funkwellenempfindlichkeit, für deren Beseitigung das Chassis 12 ausgelegt ist. Die PCB 14 enthält einen wärmeerzeugenden Schaltkreis und/oder wenigstens eine wärmeerzeugende Komponente 24, wie z.B. einen Halbleiterchip, der auf einem Substrat 26 montiert und davon gelagert ist, welcher im Wesentlichen nicht wärmeleitend ist. Die PCB 14 kann mit wärmeleitenden Seitenstreifen 28 versehen sein, die sich entlang den Außenrändern der PCB 14 befinden. Wärmeleitende Elemente oder Innenleiterbahnen 30 können auf dem Substrat 26 und/oder im Inneren der PCB 14 vorgesehen sein. Die Innenpfade 30 erzeugen einen wärmeleitenden Pfad von der wärmeerzeugenden Komponente 24 zu den wärmeleitenden Seitenstreifen 28, um einen direkten Wärmeweg aus dem Inneren an die Peripherie des Substrates 26 bereitzustellen. Die Seitenstreifen 28 können dann einen Wärmeweg zu den Kartenschiene 20 bereitstellen. Die Innenpfade 30 können einer oder mehrere Metallstreifen, typischerweise aus Kupfer oder anderem leitenden Material sein, die in oder auf dem Substrat 26 ausgebildet oder vorgesehen sind.

[0013] Gemäß Darstellung in **Fig. 3** weist das Chassisgehäuse 16 einen Rahmen 34 mit einer oberen Abdeckung 36, einer Bodenwand 38, einer Rückwand 40 und gegenüberliegenden Seitenwänden 44 und 46 auf, die zusammengefasst als die Wände bezeichnet werden. Die Seitenwände 44 und 46 haben eine Innenoberfläche und eine Außenoberfläche 50. Mehrere Wärmeabführrippen 58 können aus den Wänden hervorstehen und sind aus der Außenoberfläche 50 der Seitenwände 44 und 46 hervorstehend dargestellt. Eine abnehmbare Vorderseitenabdeckung 42 enthält Öffnungen 47, die für die Aufnahme eines Verbinders zum Verbinden der einen oder mehreren PCBs 14 mit einem (nicht dargestellten) Kabelbaum oder dergleichen konfiguriert sein können.

[0014] Der Rahmen 34 weist sowohl Polyacrylnitril-(PAN)-Kohlefasern als auch Pechkohlefasern in einer Epoxidmatrix auf. Die PAN-Fasern haben im Vergleich zu den Pechfasern eine sehr hohe Festigkeit und einen kleinen Durchmesser, was sie für die

Verwendung an den verschiedenen Rändern des Rahmens 34 geeignet macht. Jedoch haben PAN-Fasern im Vergleich zu Pechfasern eine geringe Wärmeleitfähigkeit. Somit führt die Verwendung von PAN-Fasern in dem Rahmen 34 dazu, dass der Rahmen 34 sehr stabil ist und die Festigkeitsanforderungen für das Avionikchassis 12 erfüllt. Der Rahmen 34 hat eine unerwünscht niedrige Wärmeleitfähigkeit hauptsächlich aufgrund einer isolierenden Matrix, welche nicht in sich und von sich aus in der Lage ist, Wärme zu leiten, welche erwartungsgemäß von den PCBs 14 erzeugt wird.

[0015] Die Wände werden aus Pechfasern hergestellt, welche eine hohe Steifigkeit haben, um dazu beizutragen, die mechanischen Anforderungen für das Avionikchassis 12 zu erfüllen. Die Pechfasern sind nicht so stark wie die PAN-Fasern, sodass sie unter Spannung oder während der Herstellung bruchanfälliger sind. Die Wände sind nicht so stark wie der Rahmen 34 und müssen es auch nicht sein, da der Rahmen 34 die Hauptquelle für die Festigkeit des Avionikchassis 12 bereitstellt. Die Verwendung von Pechfasern trägt zur Verringerung der Wanddicke ohne Verlust an Steifigkeit bei und die PAN-Fasern in dem Rahmen 34 tragen zur Einhaltung der mechanischen Anforderungen bei. Die Pechfasern haben eine höhere Wärmeleitfähigkeit als die PAN-Fasern.

[0016] Somit stellen die Wände mehr Wärmeleitfähigkeit als der Rahmen 34 bereit.

[0017] Der Kohleverbundwerkstoff hat eine geringere Dichte als das herkömmlicherweise verwendete Aluminium, was das Materialgewicht des Avionikchassis 12 reduziert, während er gleichzeitig die erforderliche Festigkeit und Steifigkeit bereitstellt. Da der Verbundwerkstoff eine wesentlich niedrigere Dichte hat, kann das Gewicht des Chassisgehäuses 16 um einen erheblichen Betrag verringert werden. Beispielsweise führen gemäß dieser Ausführungsform hergestellte Avionikchassis zu einer Gewichtsreduzierung von etwa 40 Prozent. Der Verringerungsbetrag kann abhängig von den mechanischen Anforderungen für ein spezielles Avionikchassis 12 variieren.

[0018] Bei der Herstellung des Rahmens 34, der oberen Abdeckung 36, der Bodenwand 38, der Rückwand 40 und der gegenüberliegenden Seitenwände 44 und 46 können ein Trocken-Auflegeverfahren oder ein Vorimprägnierungsprozess zum Aufbau von Kohleverbundwerkstoffen sowohl mit den Pech- als auch PAN-Kohlefasern angewendet werden. In einem derartigen Prozess ist das Kohlefasermaterial bereits mit dem Epoxid (Vorimprägnierung) imprägniert und kann auf eine Negativ- oder Positivform aufgebracht werden. Eine Auflegung mit Vorimprägnierung ist ein relativ preiswerter üblicher Prozess, der

kostengünstig ist und für die Handhabung von dünnwandigen Teilen gut geeignet ist. In dieser Ausführungsform wurde eine Vorimprägnierung bei einer Negativform angewendet.

[0019] Balgenformung oder andere geeignete Techniken können angewendet werden, um Druck auf das vorimprägnierte Verbundwerkstoffmaterial in der Negativform oder auf die Positivform anzuwenden, um dadurch das Verbundmaterial zu zwingen, die Gestalt der Form anzunehmen. Bei Anwendung von Balgenformung in einer Negativform können der Rahmen 34, die Rückseitenplatte 40, Bodenplatte 38 und die Seitenwände 44 und 46 des Avionikchassis 12 als eine einteilige Einheit hergestellt werden.

[0020] Als eine Alternative zur Anwendung von Balgenformung zur Ausübung von Druck kann ein Elastomer-Positivformkern verwendet werden. Das Elastomer dehnt sich bei Erwärmung aus, um Druck zu erzeugen und den Verbundwerkstoff in dem Innenwerkzeug oder der Negativform zu verdichten. Die Wärmeabführrippen 58 können durch Elastomer-Abstandshalter während der Aushärtung getrennt sein und können somit gleichzeitig mit den Seitenwänden 44 und 46 ausgehärtet werden, um eine gute Verdichtung und Wandebenheit zu erzielen, Grate zu vermeiden und Wärmepfade zu verbessern. Alternativ können die Wärmeabführrippen 58 mittels mechanischer Bearbeitung erzeugt werden. Alle Befestigungen oder Pfosten können nachträglich mit dem Innenbereich 18 verbunden werden.

[0021] Die obere Abdeckung 36 und die Vorderseitenabdeckung 42 können mittels Formpressen mit angepasstem Metallwerkzeug hergestellt werden und können in geeigneter Weise mit dem Rahmen 34 mittels eines beliebigen geeigneten Verfahrens, wie z.B. durch Befestigungselemente, Lötmittel, Hartlötmittel, Schweißnähte, Kleber und dergleichen verbunden werden. Beispielsweise kann ein Strukturkleber verwendet werden, um die obere Abdeckung 36 und die Vorderseitenabdeckung 42 an dem Rahmen 34 festzuhalten. Dann kann, um das Avionikchassis 12 elektrisch zu versiegeln, ein elektrisch leitender Kleber unmittelbar im Anschluss an den Strukturkleber auf der Innenseite 18 des Avionikchassis 12 aufgebracht werden.

[0022] Die Kartenschiene 20 liegt an der Innenoberfläche 48 an und können daran starr befestigt sein. Die Kartenschiene 20 können an der Innenoberfläche 48 unter Verwendung mittels eines beliebigen geeigneten Verfahrens, wie z.B. durch Befestigungselemente, Lötmittel, Hartlötmittel, Schweißnähte, Kleber und dergleichen verbunden sein. Die Kartenschiene 20 können in Paaren angeordnet sein, wobei sich eine Kartenschiene 20 auf der Seitenwand 44 befindet und sich die andere Kartenschiene 20 auf der Seitenwand 46 befindet, um

effektiv einem sich zwischen dem Paar der Kartenschiene 20 erstreckenden Steckplatz 21 zu definieren. Parallelität zwischen dem Paar der Kartenschiene 20 ist erforderlich, um sicherzustellen, dass die PCB 14 problemlos in den Steckplatz 21 gleitet. Jede von den Kartenschiene 20 hat zwei Schenkel, die eine Nut oder einen Kanal 52 definieren, welcher teilweise den Steckplatz 21 definiert. Die Kartenschiene 20 sollten so zentriert sein, dass, wenn die PCB 14 in den Steckplatz 21 eingeführt wird, die PCB 14 durch beide den Steckplatz 21 ausbildende Kartenschiene 20 gelagert wird; dieses ermöglicht eine symmetrische Kühlung der PCB 14. Die Kartenschiene 20 können aus jedem geeigneten wärmeleitenden Material einschließlich entweder mechanisch bearbeitetem oder extrudiertem Aluminium, Kupfer, Aluminium/Beryllium-Legierung, mechanisch bearbeitetem Siliziumkarbid oder einem Metallmatrixverbundwerkstoff bestehen.

[0023] Eine Funkwellenabschirmung 54 ist auf dem Gehäuse 16 vorgesehen, um das Avionikchassis 12 EMI/RFI-beständig zu machen. Die Funkwellenabschirmung 54 kann eine auf dem Gehäuse 16 vorgesehene metallische Schicht 55 aufweisen. Die Funkwellenabschirmung 54 kann in der Form einer Metallabscheidungsschicht auf dem Chassisgehäuse 16 vorliegen. Die Abscheidungsschicht kann durch chemische Dampfabcheidung, physikalische Dampfabcheidung oder galvanische Abscheidung ausgebildet werden. Ferner kann die Funkwellenabschirmung 54 durch weitere Mittel, wie z.B. durch thermisch aufgespritztes Metall, die Verwendung von einem gleichzeitig ausgehärteten Gitter oder die Verwendung einer Metallfolie erzeugt werden. Um die elektromagnetische Störung zweckdienlich abzuschwächen, überdeckt oder liegt die Funkwellenabschirmung 54 wenigstens über dem gesamten Außenbereich des Avionikchassis 12. Sie kann, falls erforderlich, auch auf den Innenbereich aufgebracht werden. Die Funkwellenabschirmung 54 reflektiert die Funkwellen. Obwohl das Verbundwerkstoffmaterial des Avionikchassis 12 einige Funkwellen absorbiert und einen gewissen Abschwächungsvorteil bietet, stellt die Wellenabschirmung 54 die erforderliche Abschwächung für praktische Zwecke bereit. Die in Betracht gezogene Funkwellenabschirmung 54 schwächt die Funkwellenenergie um wenigstens 60 dB ab. Die Dicke der metallischen Schicht 55 für das gewählte Material wird als der Hauptfaktor für die Abschwächung der Funkwellenenergie angesehen. Es hat sich herausgestellt, dass eine physikalische Dampfabcheidungsschicht aus Aluminium mit einer Dicke von 2-3 um die Funkwellenenergie um wenigstens 60 dB abschirmt.

[0024] Wenigstens ein Blitzschlagableitpfad, der einen metallischen Streifen 56 aufweist, ist auf dem Chassisgehäuse 16 zusätzlich zu der äußeren Metallschicht vorgesehen. Der Metallstreifen 56 ist

über der die Funkwellenabschirmung 54 bildenden Metallschicht 55 liegend dargestellt. Obwohl er nur als ein einziger Metallstreifen 56 dargestellt ist, können mehrere Streifen verwendet werden und er kann sich um Ecken und auf mehreren Komponenten der Baugruppe erstrecken. Der Metallstreifen 56 erstreckt sich zu dem einem oder den mehreren Füßen 22, was dazu führt, dass der Metallstreifen 56 einen Ableitpfad zur elektrischen Erde erzeugt. Der nur eine Metallstreifen 56 oder die mehreren Metallstreifen können sich zu einem oder mehreren Füßen 22 hin erstrecken, um mehrere Ableitpfade zu der elektrischen Erde bereitzustellen.

[0025] Obwohl die Befestigungsfüße 22 als der Erdungspunkt für das Avionikchassis 12 dargestellt sind, können weitere geeignete Punkte verwendet werden und umfassen: Erdungsbolzen, Erdungsflächen, Erdungsbänder, Metallfederfinger usw., um einen Erdungspfad bereitzustellen. Diese können alle vollständig unabhängig von den Befestigungsfüßen 22 ausgeführt sein. Es wird in Betracht gezogen, dass das Avionikchassis 12 nicht einmal Befestigungsfüße 22 hat, wie z.B. dann, wenn Befestigungshaken und Führungsstifte verwendet werden.

[0026] Es wurde auch in Betracht gezogen, dass thermisch aufgespritztes Aluminium oder ein anderes thermisch aufgespritztes Metall zum Erzeugen des Metallstreifens 56 verwendet werden kann. Thermisch aufgespritztes Aluminium wird aufgebracht, indem geschmolzenes Aluminium an dem Avionikchassis 12 mit sich ausdehnenden Gasen aufgeschleudert wird. Das geschmolzene Metall kühlt sich bei dem Aufprall ab und haftet an dem Avionikchassis 12 durch eine mechanische Verriegelung und Diffusionsverbindung. Anschließend auftreffendes Aluminium baut die Dicke des Metallstreifens 56 auf. Der Metallstreifen 56 ist im Vergleich zu der Metallschicht 55 der Funkwellenabschirmung 54 relativ dick, wobei eine praxisgerechte Dicke etwa 76 um oder dicker ist.

[0027] Die Dichte und Dicke des Metallstreifens 56 sollte so gewählt sein, dass sie die schnelle Ableitung des durch einen Blitzschlag erzeugten Stroms zu der elektrischen Erde ermöglicht, ohne eine Elektromigration oder Schmelzung des Metallstreifens 56 zu bewirken. **Fig. 4** stellt einen Querschnitt der Metallschicht 55 und des Metallstreifens 56 an verschiedenen Wärmeabfuhrrippen 58 dar. Die Dicke des Metallstreifens 56 ist schematisch dargestellt, da sie dicker als die Dicke der Metallschicht 55 ist.

[0028] Das thermisch aufgespritzte Aluminium kann auch über Klebeverbindungen auf dem Avionikchassis 12 aufgebracht werden. Beispielsweise dort, wo die Befestigungsfüße 22 an dem Chassisgehäuse 16 befestigt sind. Das thermisch aufgespritzte Aluminium oder der Metallstreifen 56 erzeugt einen

zusammenhängenden engstens verbundenen leitenden Pfad zwischen dem Chassisgehäuse 16 und den Befestigungsfüßen 22 und dieses trägt dazu bei, leichte Spalte zwischen den leitenden Pfaden zu verhindern, welche eine Funkenbildung ermöglichen könnten. Der elektrische Widerstand zwischen allen Stellen auf dem Avionikchassis 12 einschließlich der Befestigungsfüße 22 darf 2,5 Milliohm nicht überschreiten.

[0029] Im Gegensatz zu seinen metallischen Gegenständen schirmt das Kohleverbundwerkstoff-Avionikchassis 12 nicht inhärent Funkwellenenergie ab oder leitet die durch Blitzschläge erzeugten extremen elektrischen Ströme ab. Dieses beruht darauf, dass das Kohlefaser-Verbundwerkstoffchassisgehäuse 16 aufgrund der elektrisch isolierenden Verbundwerkstoffmatrix signifikant weniger elektrisch leitfähig als ein Aluminiumchassis ist. In einem Kohlefaserverbundwerkstoff-Avionikchassis 12 sucht der Strom eines Blitzschlags die verfügbaren Metallpfade, was die Bordelektronik beschädigen und sogar zerstören kann, die nicht gegen elektromagnetische Felder abgeschirmt oder gegen Blitzschlag geschützt ist. Die vorstehend beschriebene Metallschicht 54 ist nicht immer dick genug, um einen Blitzschlag auszuhalten. Außerdem erhöht eine ausreichend dicke Metallschicht, um einen Blitzschlagschutz bereitzustellen, erheblich und unnötig das Gewicht des Avionikchassis 12.

[0030] Die Kombination unterschiedlicher Materialien und Dicken für die Metallschicht 55 und den Metallstreifen 56 erzeugen eine zusätzliche Gewichtsreduzierung, während sie gleichzeitig die erwünschte Funkwellenabschirmung und den Blitzschlagschutz bereitstellen. Die Mischung der Metallschicht 55 und des Metallstreifens 56 erzeugt zusammen mit der Beschränkung ihrer entsprechenden Abdeckungsfläche auf die erforderliche zur Durchführung der gewünschten Funktion eine erhebliche Gewichtsreduktion.

[0031] Fig. 5 stellt dar, dass die Kartenschiene 20 an der Innenoberfläche 48 befestigt werden kann. Die Kartenschiene kann unter Verwendung von Befestigungselementen, Lötmitteln, Hartlötmitteln, Schweißnähten, Klebern und dergleichen befestigt werden. Wenn ein Strukturkleber verwendet wird, besitzt er nicht die erforderliche elektrische Leitfähigkeit und somit kann thermisch aufgespritztes Aluminium, ein anderes thermisch aufgespritztes Metall oder ein mittels anderer Mittel aufgebrachtes Metall entlang der Kartenschiene 20 aufgebracht werden, um die elektrische Leitfähigkeit zwischen der Kartenschiene 20 und der Innenoberfläche 48 der Seitenwände 44 und 46 zu erhöhen.

[0032] Die mehreren Wärmeabführrippen 58 erstrecken sich aus der Außenoberfläche 50 der Seiten-

wände 44 und 46. Da die Kohlefaser in dem Avionikchassis 12 in der Epoxidmatrix eingeschlossen ist, hat die sich ergebende Struktur die strukturellen und Gewichtsvorteile der Kohlefaser, aber nicht die Vorteile der Wärmeleitfähigkeit. In dieser Ausführungsform sind die Seitenwände 44 und 46 integrierte kalte Wände, die dazu beitragen, ein Wärmemanagementsystem zu schaffen, um Wärme aus dem Innenbereich 18 des Avionikchassis 12 zu seinem Außenbereich 19 zu leiten, wo die Wärme dann in die umgebende Luft über Konvektion abgeführt werden kann.

[0033] Obwohl andere Konfigurationen möglich sind, sind die Wärmeabführrippen 58 in den Fig. 2 und Fig. 5 mit derselben Ausrichtung und in gleicher Länge wie die Kartenschiene 20 dargestellt. Beispielsweise können die Wärmeabführrippen senkrecht zu den Kartenschiene verlaufen. Die Wärmeabführrippen 58 vergrößern die Außenoberfläche der Seitenwände 44 und 46 und ermöglichen die Übertragung von mehr Wärme an die umgebende Luft mittels Konvektion. Die Wärmeabführrippen 58 sind schematisch in den Fig. 4-6 mit mehreren gut wärmeleitenden Kohlefasern 59 mit isotroper Ausrichtung in der Ebene der Wärmeabführrippen 58 dargestellt. Die Verwendung von ausgerichteten Kohlefasern verleiht den Wärmeabführrippen 58 eine mehrfache Wärmeleitfähigkeit und trotzdem ein deutlich geringeres Gewicht als ein Aluminiumteil mit ähnlichen Abmessungen. Beispielsweise können die isotropen Kohlefasern 59 eine hohe Wärmeleitfähigkeit von angenähert 1100 W/m-K haben.

[0034] Die Wärmeabführrippen 58 können zusammen mit den Seitenwänden 44 und 46 unter Vermeidung Graten und Verbesserung von Wärmepfaden ausgehärtet werden. Um die Wärmeleitfähigkeit weiter zu verbessern, können mehrere isotrope Fasern der Wärmeabführrippen 58 an bestimmten Stellen von einem Innenbereich der Wärmeabführrippen 58 aus verlängert werden, um Fortsätze 60 zu erzeugen. Diese Fortsätze 60 können entlang des gesamten Verlaufs der Wärmeabführrippen 58 ausgebildet sein. Die Fortsätze 60 verlaufen durch die Seitenwände 44 und 46, um einen Kontakt zu den auf der Innenoberfläche 48 angeordneten Kartenschiene 20 herzustellen. Die isotropen Kohlefasern 59 bilden einen direkten Leitpfad von der Kartenschiene 20 zu den Wärmeabführrippen 58.

[0035] Nicht alle von den mit der Außenoberfläche in Berührungskontakt stehenden Wärmeabführrippen 58 haben sich durch die Seitenwände 44 und 46 zu der Kartenschiene 20 erstreckende Fortsätze 80. Die mehreren isotropen Kohlefasern 59, die sich von den Wärmeabführrippen 58 durch die Seitenwände 44 und 46 hindurch und in Berührungskontakt mit der Kartenschiene 20 erstrecken, sind vorteilhaft, da sie die Wärmeübertragung verbessern. Mehrere Fort-

sätze 60 aus einer Wärmeabführrippe 58 können mit der Kartenschiene 20 entlang ihrer gesamten Länge in Kontakt stehen. Ferner sind mehrere Fortsätze 60 von mehreren Wärmeabführrippen 58 als an der einzelnen Kartenschiene 20 anliegend dargestellt und dieses verbessert ebenfalls den Wärmebetrag, der aus der Kartenschiene 20 abgeleitet werden kann.

[0036] Fig. 6 veranschaulicht eine alternative Befestigung der Kartenschiene 20. Insbesondere ist eine Kartenschienebefestigung 61 auf der Kartenschiene 20 vorgesehen und an der Innenoberfläche 48 befestigt. Die Kartenschienebefestigung 61 ist als ein Sockel 62 mit einer mit Nuten versehenen Oberfläche 64 dargestellt. Die Kartenschienebefestigung 61 kann mittels wenigstens eines Strukturklebers und eines Leitklebers mit der Kartenschiene 20 verklebt sein. Abhängig von der Anwendung kann derselbe Kleber sowohl die gewünschten strukturellen als auch leitenden Eigenschaften bereitstellen.

[0037] Die mit Nuten versehene Struktur 64 erzeugt Zwischenräume 65, die einen wärmeleitenden Kleber 67 aufnehmen können, wenn die Kartenschienebefestigung 61 an der Innenoberfläche verklebt wird. Dieser wärmeleitende Kleber kann die isotropischen Kohlefasern 59 berühren, um zur Ausbildung eines leitenden Pfades von der Kartenschiene 20 zu den Wärmeabführrippen 58 beizutragen. Zusätzlich können mehrere Befestigungselemente 66, wie z.B. Schrauben, in die Innenoberfläche 50 eingesetzt sein, um eine mechanische Verstärkung bereitzustellen und die Stabilität der Kartenschiene 20 sicherzustellen.

[0038] Fig. 7 stellt einen Abschnitt des Avionikchassis 12 mit einer in dem Steckplatz 21 montierten Leiterplattenbaugruppe 68 und mit einer Wärmeebene 70, einer Wärmeableitfläche 76 und Versteifungselementen 78 dar. Die PCB 14 ist in dem Steckplatz 21 mit einer Wärmeebene 70 ebenfalls in dem Steckplatz 21 montiert und über der PCB 14 liegend dargestellt. Auf diese Weise definiert die PCB 14 eine erste Hauptebene, die Wärmeebene 70 eine zweite Hauptebene und die räumliche Beziehung zwischen der PCB 14 und der Wärmeebene 70 ist so, dass die ersten und zweiten Hauptebenen in dem Steckplatz 21 angeordnet sind, wenn die Leiterplattenbaugruppe 68 in dem Steckplatz 21 aufgenommen ist.

[0039] Fig. 8 veranschaulicht die Wärmeebene 70, die Wärmeableitfläche 76 und die Versteifungselemente 78 besser. Die Wärmeebene 70 wird zum Ableiten der Wärme von der PCB 14 genutzt. Die Wärmeebene 70 kann aus kohlefaserverstärktem Verbundwerkstoff sowie aus Kohle/Kohle-Verbundwerkstoff bestehen. Beispielsweise kann die Wärmeebene 70 aus pyrolytischer Kohle bestehen, welche sehr gut wärmeleitend ist. Die Kohlefasern können so aufgelegt sein, dass die Wärmeebene 70 in der

zweidimensionalen Ebene wärmeleitend ist, d.h., sie hat eine ebeneninterne (laterale) Wärmeleitfähigkeit, die die Ableitung in der x- und y-Ebene ermöglicht. Es ist auch möglich, dass die Wärmeebene 70 eine in 3D ausgeführte Auflage von Kohlefasern besitzt. Die 3D-Auflage wäre teurer, würde aber die Abführung von Wärme von der PCB 14 erleichtern. Es wurde in Betracht gezogen, dass eine eindimensionale Auflage ebenfalls nützlich sein kann. Unabhängig von ihrer Konfiguration ist die Wärmeebene 70 dafür vorgesehen, Wärme aus der PCB 14 zu den Kartenschiene 20 thermisch abzuleiten.

[0040] Die Wärmeebene 70 kann entweder auf der Oberseite oder Unterseite der PCB 14 befestigt sein. Die Wärmeebene 70 kann direkt an der PCB 14 oder mittels der Wärmeableitfläche 76 befestigt sein. Die Wärmeableitfläche 76 kann aus einem Kohleverbundwerkstoff oder irgendeinem anderen wärmeleitenden Material hergestellt sein. Beispielsweise kann die Wärmeableitfläche 76 aus einem 3D-Kohlenstoff/Kohlenstoff-Verbundwerkstoff bestehen. Die Wärmeableitfläche 76 kann so angeordnet sein, dass sie in direktem Kontakt mit der wärmeerzeugenden Komponente 24 steht.

[0041] Das Versteifungselement 78 ist funktionell mit der PCB 14 so verbunden, dass sich die PCB 14 nicht biegt oder in dem Steckplatz 21 vibriert. Das Versteifungselement 78 kann sich zwischen der PCB 14 und der Wärmeebene 70 befinden, wenn sich die Leiterplattenbaugruppe 68 in dem Steckplatz 21 befindet. Das Versteifungselement 78 kann sich auch in einer von den Kartenschiene 20 befinden, wenn sich die Leiterplattenbaugruppe 68 in dem Steckplatz 21 befindet. Das Versteifungselement 78 kann aus Aluminium oder einem ähnlich wärmeleitenden Material bestehen und kann eine Vielfalt von Konfigurationen haben, um eine Unterstützung für die PCB 14 bereitzustellen. Obwohl die Wärmeebene 70 als eine Ebene dargestellt wurde, wurde es in Betracht gezogen, dass sie auch die Form einer Stange oder eines Bandes haben kann. Ferner könnte in alternativen Ausführungsformen jede geeignete Form des Versteifungselementes 78 zur Verstärkung der PCB 14 vorgesehen sein. Beispielsweise könnte das Versteifungselement 78 aus mehreren Stangen bestehen, die nicht miteinander verbunden sind. Das Versteifungselement 78 kann auch in einem Stück mit der Wärmeebene 70 ausgeführt sein.

[0042] Gemäß nochmaliger Bezugnahme auf Fig. 7 ist, wenn sich die Leiterplattenbaugruppe 68 in dem Steckplatz 21 befindet, die Wärmeebene 70 leitend mit einer von den Kartenschiene 20 verbunden, um einen Teil eines ersten leitenden Pfades 72 auszubilden, und die PCB 14 ist leitend mit einer weiteren von den Kartenschiene 20 verbunden, um einen Teil eines zweiten leitenden Pfades 74 auszubilden. Der

erste leitende Pfad 72 beginnt bei der wärmeerzeugenden Komponente 24; Wärme wird durch die Wärmeableitfläche 76 der Wärmeebene 70 zugeführt, welche wiederum diese Wärme seitlich zu den Kartenschiene 20 leitet. Der erste leitende Pfad 72 setzt sich durch die Kartenschiene 20 hindurch entweder bis zu den isotropischen Kohlefasern 59 in den Fortsätzen 60 oder bis zu den Seitenwänden 44 und 46 selbst fort. Die durch die isotropischen Kohlefasern 59 in den Fortsätzen geleitete Wärme wird direkt an den Außenbereich der Wärmeabführrippen 58 geleitet. Die durch die Seitenwände 44 und 46 geleitete Wärme wird von den isotropischen Kohlefasern 59 in die Wärmeabführrippen 58 zu dem Außenbereich der Wärmeabführrippen 58 geleitet. Die Wärme kann dann mittels Konvektion in die die Wärmeabführrippen 58 umgebende Luft abgegeben werden.

[0043] Der zweite wärmeleitende Pfad 74 beginnt bei der wärmeerzeugenden Komponente 24; die Wärme wird dann durch die Innenpfade 30 der PCB 14 an die wärmeleitenden Seitenstreifen 28 übertragen. Obwohl die in **Fig. 7** dargestellten Pfeile gegenüber den Innenpfaden 30 versetzt sind, dient dieses nur Darstellungszwecken und die Innenpfade 30 sind tatsächlich ein Abschnitt des zweiten leitenden Pfades 74. Der Pfeil wurde lediglich versetzt, sodass er nicht die Innenpfade 30 in der Figur verdeckt. Die Seitenstreifen 28 liegen an der Kartenschiene 20 an und Wärme fließt wiederum von der Kartenschiene 20 entweder durch die Seitenwände 44 und 46 zu dem Außenbereich der Wärmeabführrippen 58 oder durch die Fortsätze 60 zu dem Außenbereich der Wärmeabführrippen 58. Die Wärme kann dann mittels Konvektion in die die Wärmeabführrippen 58 umgebende Luft abgegeben werden. Somit wirkt die PCB 14 selbst auch als Wärmeverteiler. Dieses ermöglicht einen wesentlich kühleren Betrieb des Avionikchassis 12 mit dem durch die Wärmeebene 70 zusätzlich bereitgestellten leitenden Pfad.

[0044] Die Höhe der PCB 14 ist so, dass sowohl die PCB 14 als auch die Wärmeebene 70 in dem Kanal 52 aufgenommen werden. Gemäß Darstellung in **Fig. 7** steht die PCB 14 in direktem Kontakt mit dem Hauptabschnitt der Kartenschiene 20. Die Wärmeebene 70 steht in direktem Kontakt mit dem Schenkel der Kartenschiene 20 und in direktem Kontakt mit dem Hauptabschnitt der Kartenschiene 20. Alternativ könnten der Kontakt zwischen der PCB 14 und der Kartenschiene 20 oder der Kontakt zwischen der Wärmeebene 70 und der Kartenschiene 20 indirekte Kontakte sein.

[0045] **Fig. 9** stellt eine alternative Wärmeableitfläche mit einer einstellbaren Wärmeableitfläche 80 dar. Die einstellbare Wärmeableitfläche 80 ist als ein Schraubkontakt 82 dargestellt. Der untere Abschnitt der Schraubfläche 82 ist in Bezug auf die

PCB 14 einstellbar. Somit kann der Schraubkontakt 82 abgesenkt und angehoben werden, sodass er sich an wärmeerzeugende Komponenten 24 variierender Höhe anpassen kann.

[0046] **Fig. 10** stellt eine alternative Befestigung der PCB 14 in den Kartenschiene 20 dar. Insbesondere können Keilverriegelungen 79 verwendet werden, um die PCB 14 und die Wärmeebene 70 mit den Kartenschiene 20 zu verbinden. Die Keilverriegelungen 79 können aus Aluminium oder irgendeinem anderen wärmeleitenden Material bestehen. Auf diese Weise können die Keilverriegelungen 79 ein Teil des ersten Leitpfades 72 und des zweiten Leitpfades 74 werden. Beispielsweise beginnt dann der zweite Leitpfad bei der wärmeerzeugenden Komponente 24; die Wärme wird dann durch die Innenpfade 30 zu den wärmeleitenden Seitenstreifen 28 übertragen. Die Seitenstreifen 28 liegen an den Keilverriegelungen 79 an, welche wiederum die Wärme an die Kartenschiene 20 übertragen. Die Kartenschiene 20 leitet wiederum die Wärme durch die Seitenwände 44 und 46 an die Wärmeabführrippen 58. Die Wärme kann dann mittels Konvektion in die die Wärmeabführrippen 58 umgebende Luft abgeführt werden. Wiederum dient, obwohl die in **Fig. 9** dargestellten Pfeile gegenüber den Innenpfaden 30 versetzt sind, dieses nur Veranschaulichungszwecken und die Innenpfade 30 sind tatsächlich ein Abschnitt des zweiten Leitpfades 74.

[0047] Bei jeder Ausführungsform sollte die Höhe der Komponenten der Leiterplattenbaugruppe 68 so gewählt werden, dass sich die gesamte Leiterplattenbaugruppe 68 in dem Steckplatz 21 befindet. Dieses verleiht der Leiterplattenbaugruppe 68 eine Konstruktion mit niedrigem Profil. Dieses ermöglicht die Unterbringung von mehr Leiterplattenbaugruppen 68 in dem Avionikchassis. Wenn die Menge von Leiterplattenbaugruppen 68 in dem Avionikchassis 12 zunimmt, trägt das Vorhandensein von zwei wärmeleitenden Pfaden 72 und 74 zu einer zusätzlichen Wärmeverteilung aus der PCB 14 bei und ermöglicht einen kühleren Betrieb des Avionikchassis 12.

[0048] **Fig. 11** ist eine Explosionsansicht eines Avionikchassis 112 mit kalten Wänden 144 und 146 gemäß einer fünften Ausführungsform der Erfindung. Die fünfte Ausführungsform 100 ist ähnlich zu der ersten Ausführungsform 10. Daher sind gleiche Teile mit den gleichen um die Zahl 100 erhöhten Bezugszeichen bezeichnet, wobei sich versteht, dass die Beschreibung der gleichen Teile der ersten Ausführungsform auf die zweite Ausführungsform zutrifft, soweit nicht anderweitig angegeben.

[0049] Ein Unterschied zwischen der ersten Ausführungsform 10 und der fünften Ausführungsform 100 besteht darin, dass die kalten Wände 144 und 146 dahingehend diskret sind, dass sie getrennt von

dem Rahmen aus einem wärmeleitenden Material ausgebildet sind. Insbesondere sind die kalten Wände 144 und 146 aus einem Verbundwerkstoff aus Kohlefasern in einer karbonisierten Epoxidmatrix ausgebildet. Verbundwerkstoffe mit einer karbonisierten Epoxidmatrix haben relativ gute Wärmeleitungseigenschaften in allen Achsen im Vergleich zu Epoxidmatrix-Verbundwerkstoffen; die Wärmeleitfähigkeit wird in den Achsen abhängig von der Kohlefaserauflage erhöht. Die Kohlefasern in den kalten Wänden 144 und 146 sind so aufgelegt, dass die kalten Wände 144 und 146 in einer zweidimensionalen Ebene besser leitfähig sind. Die Kohlefasern in der karbonisierten Matrix haben aufgrund der Faserauflegung in der x- und y-Ebene fast wie in den vorstehend beschriebenen Wärmeebenen ausgezeichnete Wärmeeigenschaften.

[0050] Diese Konfiguration ermöglicht, dass die kalten Wände 144 und 146 aus einem Material mit besserer Wärmeleitfähigkeit als der Rest des Avionikchassis 112 und der Rahmen 134 hergestellt werden können. Die hohe Wärmeleitfähigkeit der kalten Wände 144 und 146 führt dazu, dass die kalten Wände 144 und 146 zwar steif aber nicht stark sind. Die Herstellung eines gesamten Avionikchassis aus demselben Material würde erfordern, dass das gesamte Avionikchassis 112 sehr dick wäre, um die notwendige strukturelle Unterstützung zu erzielen. Somit verleiht der im Wesentlichen aus in einer Epoxidmatrix aufgelegten Kohlefasern bestehende thermisch isolierende Rahmen 134 dem Avionikchassis 112 seine Festigkeit und die diskreten kalten Wände 144 und 146 können die Vorteile hoher Wärmeleitfähigkeit beisteuern, da sie keine derartige rigorose strukturelle Unterstützung beisteuern müssen.

[0051] Ein weiterer Unterschied besteht darin, dass die Kartenschiene 120 in die Innenoberfläche 148 der kalten Wände 144 und 146 integriert ausgebildet sind. Die kalten Wände 144 und 146 sind auf dem Rahmen 134 gegenüberliegend so befestigt, dass entsprechende Kartenschiene 120 auf den kalten Wänden 144 und 146 einen Steckplatz 121 dazwischen definieren. Somit sollten die kalten Wände 144 und 146 perfekt ausgerichtet sein, sodass die Leiterplattenbaugruppen in den Steckplätzen 121 sitzen können. Die diskreten kalten Wände 144 und 146 können an dem Rahmen 134 unter Anwendung von Löten, Schweißen, Hartlöten, Kleber mechanischen Befestigungselementen und dergleichen befestigt werden. Ein Strukturkleber kann angewendet werden, um die kalten Wände 144 und 146 an dem Rahmen 134 zu fixieren und ein elektrisch leitender Kleber kann unmittelbar neben dem Strukturkleber auf dem Innenbereich 118 des Avionikchassis 112 aufgebracht werden, um es elektrisch abzudichten. Die kalten Wände 144 und 146 können ebenfalls metallbeschichtet sein, wie z.B. mit Nickel oder Aluminium, um eine bessere Leitfähigkeit bereitzustellen

und um die Kohlefasern gegen galvanische Korrosion mit den Aluminiumkeilverriegelungen 179 auf den PCBs 114 zu versiegeln.

[0052] Fig. 12 ist eine Explosionsansicht eines Avionikchassis 212 mit kalten Wänden 244 und 246 gemäß einer sechsten Ausführungsform der Erfindung. Die sechste Ausführungsform 200 ist ähnlich der fünften Ausführungsform 100. Der Unterschied besteht darin, dass die kalten Wände 244 und 246 Wärmeabführrippen 258 enthalten, um die Oberfläche des Außenbereichs 250 der kalten Wände 244, 246 zu vergrößern. Die Oberfläche der kalten Wand kann auch mit Stiften oder anderen ähnlichen Verfahren vergrößert werden.

[0053] Aus einer Gewichtsperspektive ist ein Avionikchassis 12 aus Kohlefaserverbundwerkstoff erwünschter als eine schwerere Aluminiumversion. Jedoch ist die Kohlefaserverbundwerkstoff-Version aufgrund der schlechteren thermischen und elektrischen Leiteigenschaften weniger erwünscht als eine Aluminiumversion. Somit sind die verschiedenen Ausführungsformen des hierin offen gelegten Avionikchassis aus Kohlefaserverbundwerkstoff für eine Flugzeugumgebung aufgrund ihrer Gewichtsverringerung nützlich. Das Avionikchassis mit verringertem Gewicht erfüllt auch alle Anforderungen bezüglich elektromagnetischer Störungen (EMI), der Abführung der durch die Avionik erzeugten Wärme, des Schutzes der Avionik vor Blitzschlägen und des Schutzes gegenüber Umgebungseinflüssen, während gleichzeitig ein Chassis mit relativ geringem Gewicht erzielt wird.

[0054] Diese Beschreibung nutzt Beispiele, um die Erfindung einschließlich ihrer besten Ausführungsart offenzulegen, und um auch jedem Fachmann auf diesem Gebiet zu ermöglichen, die Erfindung auszuführen und zu nutzen. Der patentierbare Schutzzumfang der Erfindung ist durch die Ansprüche definiert und kann weitere Beispiele umfassen, die für den Fachmann auf diesem Gebiet ersichtlich sind. Derartige weitere Beispiele sollen in dem Schutzzumfang der Erfindung enthalten sein, sofern sie strukturelle Elemente besitzen, die sich nicht von dem Wortlaut der Ansprüche unterscheiden, oder wenn sie äquivalente strukturelle Elemente mit unwesentlichen Änderungen gegenüber dem Wortlaut der Ansprüche enthalten.

[0055] Ein Avionikchassis 12 weist ein Gehäuse 16 mit einer Außenoberfläche und mit wärmeleitenden Wänden 44, 46 auf, die Kartenschiene 20 zum Befestigen einer Leiterplatte 14 tragen. Das Avionikchassis 12 hat Wärmeabführrippen 58, die sich aus der Außenoberfläche erstrecken, um von der PCB 14 erzeugte Wärme zu leiten.

	Bezugszeichenliste	74	zweiter Leitpfad
10	Flugzeug	76	Wärmeableitfläche
12	Avionikchassis	78	Versteifungselement
14	Leiterplatte	79	Keilverriegelung
16	Chassisgehäuse	80	einstellbare Wärmeableitfläche
18	Innenbereich	82	Schraubkontakt
19	Außenbereich	100	Flugzeug
20	Kartenschienen	112	Avionikchassis
21	Steckplatz	114	Leiterplatte
22	Befestigungsfüße	116	Chassisgehäuse
24	wärmeerzeugende Komponente	118	Innenbereich
26	Substrat	119	Außenbereich
28	Seitenstreifen	120	Kartenschiene
30	Innenpfade	121	Steckplatz
34	Rahmen	122	Befestigungsfüße
36	obere Abdeckung	124	wärmeerzeugende Komponente
38	Bodenwand	126	Substrat
40	Rückwand	128	Seitenstreifen
42	Vorderseitenabdeckung	130	Innenpfade
44	Seitenwand	134	Rahmen
46	Seitenwand	136	obere Abdeckung
47	Öffnungen	138	Bodenwand
48	Innenoberfläche	140	Rückwand
50	Außenoberfläche	142	Vorderseitenabdeckung
52	Kanal	144	kalte Wand
54	Funkwellenabschirmung	146	kalte Wand
55	Metallschicht	147	Öffnungen
56	Metallstreifen	148	Innenoberfläche
58	Wärmeabführrippen	150	Außenoberfläche
59	isotrope Kohlefasern	152	Kanal
60	Fortsätze	154	Funkwellenabschirmung
61	Kartenschienenbefestigung	155	Metallschicht
62	Sockel	156	Metallstreifen
64	Pyramidenstruktur	159	isotrope Kohlefasern
65	Zwischenräume	168	Leiterplattenbaugruppe
66	Befestigungselemente	170	Wärmeebene
67	Kleber	172	erster Leitpfad
68	Leiterplattenbaugruppe	174	zweiter Leitpfad
70	Wärmeebene	176	Wärmeableitfläche
72	erster Leitpfad	178	Versteifungselement

179	Keilverriegelung
200	Flugzeug
212	Avionikchassis
214	Leiterplatte
216	Chassisgehäuse
218	Innenbereich
219	Außenbereich
220	Kartenschiene
221	Steckplatz
222	Befestigungsfüße
224	wärmeerzeugende Komponente
226	Substrat
228	Seitenstreifen
230	Innenpfade
234	Rahmen
236	obere Abdeckung
238	Bodenwand
240	Rückwand
242	Vorderseitenabdeckung
244	kalte Wand
246	kalte Wand
247	Öffnungen
248	Innenoberfläche
250	Außenoberfläche
252	Kanal
254	Funkwellenabschirmung
255	Metallschicht
256	Metallstreifen
258	Wärmeabführrippen
259	isotrope Kohlefasern
268	Leiterplattenbaugruppe
270	Wärmeebene
272	erster Leitpfad
274	zweiter Leitpfad
276	Wärmeableitfläche
278	Versteifungselement
279	Keilverriegelung

Patentansprüche

1. Avionikchassis-Baugruppe (12), aufweisend:
ein Gehäuse (16) mit einer einen Außenbereich (19)

des Gehäuses (16) definierenden Außenoberfläche, einer einen Innenbereich (18) des Gehäuses (16) definierenden Innenoberfläche, und das mit Kohlefaserverstärkung hergestellt ist;
wenigstens eine an der Innenoberfläche des Gehäuses (16) montierte Kartenschiene (20) zum Festhalten einer elektronischen Leiterplatte (14);
wenigstens eine Wärmeabführrippe (58), die aus Kohlefaser aufgebaut ist und sich aus der Außenoberfläche erstreckt;
mehrere isotrope Kohlefasern (59), die sich aus einem Inneren der Rippe (58) durch das Gehäuse (16) hindurch und in Berührungskontakt mit der Kartenschiene (20) erstrecken;
wobei die mehreren isotropen Kohlefasern (59) einen direkten leitenden Pfad aus der Kartenschiene (20) zu der Wärmeabführrippe (58) ausbilden.

2. Avionikchassis-Baugruppe (12) nach Anspruch 1, wobei die wenigstens eine Wärmeabführrippe (58) dadurch erhalten wird, dass sie zusammen mit dem Gehäuse (16) ausgehärtet wird.

3. Avionikchassis-Baugruppe (12) nach Anspruch 1-2, wobei das Gehäuse (16) ferner wenigstens eine Wand (44, 46) mit inneren (48) und äußeren (50) Oberflächen aufweist, die den Innen- bzw. Außenoberflächen des Gehäuses (16) entsprechen, und wobei sich die Wärmeabführrippen (58) aus der Außenoberfläche (50) der wenigstens einen Wand (44, 46) erstrecken.

4. Avionikchassis-Baugruppe (12) nach Anspruch 3, wobei die Rippe (58) eine sich durch die wenigstens eine Wand (44, 46) hindurch und in Berührungskontakt mit der Kartenschiene (20) erstreckenden Fortsatz (60) aufweist und sich die isotropen Kohlefasern (59) durch den Fortsatz (60) hindurch erstrecken.

5. Avionikchassis-Baugruppe (12), aufweisend:
ein Gehäuse (16) mit einer einen Außenbereich (19) des Gehäuses (16) definierenden Außenoberfläche, einer einen Innenbereich (18) des Gehäuses (16) definierenden Innenoberfläche, und das mit Kohlefaserverstärkung hergestellt ist;
wenigstens eine an der Innenoberfläche des Gehäuses (16) montierte Kartenschiene (20) zum Festhalten einer elektronischen Leiterplatte (14);
wenigstens eine Wärmeabführrippe (58), die aus Kohlefaser aufgebaut ist und sich aus der Außenoberfläche erstreckt;
mehrere isotrope Kohlefasern (59), die sich aus einem Inneren der Rippe (58) durch das Gehäuse (16) hindurch und in Berührungskontakt mit der Kartenschiene (20) erstrecken;
wobei das Gehäuse (16) ferner wenigstens eine Wand (44, 46) mit inneren (48) und äußeren (50) Oberflächen aufweist, die den Innen- bzw. Außenoberflächen des Gehäuses (16) entsprechen, und

wobei sich die Wärmeabführrippen (58) aus der Außenoberfläche (50) der wenigstens einen Wand (44, 46) erstrecken,
wobei die Avionikchassis-Baugruppe ferner eine wärmeleitende Befestigung (61) aufweist, die die Kartenschiene (20) mit der Innenoberfläche (48) der Wand (44, 46) verbindet und die Kartenschiene (20) leitend mit den isotropen Kohlefasern (59) koppelt, um einen Teil des Leitpfades auszubilden,
wobei die mehreren isotropen Kohlefasern (59) einen direkten leitenden Pfad von der wärmeleitenden Befestigung (61) zu der Wärmeabführrippe (58) ausbilden.

6. Avionikchassis-Baugruppe (12) nach Anspruch 5, wobei sich die wärmeleitende Befestigung (61) zwischen der Kartenschiene (20) und der Innenoberfläche (48) der wenigstens einen Wand (44, 46) befindet und mehrere Zwischenräume (65) definiert, in welchen sich ein wärmeleitender Kleber (67) befindet, um einen Teil des Leitpfades auszubilden.

7. Avionikchassis-Baugruppe (12) nach Anspruch 3-4 oder 5-6, welches ferner wenigstens eine weitere Wärmeabführrippe (58) aufweist, die aus dem Außenbereich der wenigstens einen Wand (44, 46) vorsteht und wobei sich keine mehreren isotropen Kohlefasern durch die wenigstens eine Wand (44, 46) hindurch aus der wenigstens einen weiteren Wärmeabführrippe (58) erstrecken.

8. Avionikchassis-Baugruppe nach Anspruch 7, wobei die wenigstens eine Wand (44, 46) aus einem Kohleverbundwerkstoff ausgebildet ist, der Wärme aus der wenigstens einen Kartenschiene (20) an die wenigstens eine weitere Wärmeabführrippe (58) leitet.

9. Avionikchassis-Baugruppe (12) nach Anspruch 1-8, wobei die wenigstens eine Wärmeabführrippe (58) parallel zu der Kartenschiene (20) ist.

Es folgen 11 Seiten Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

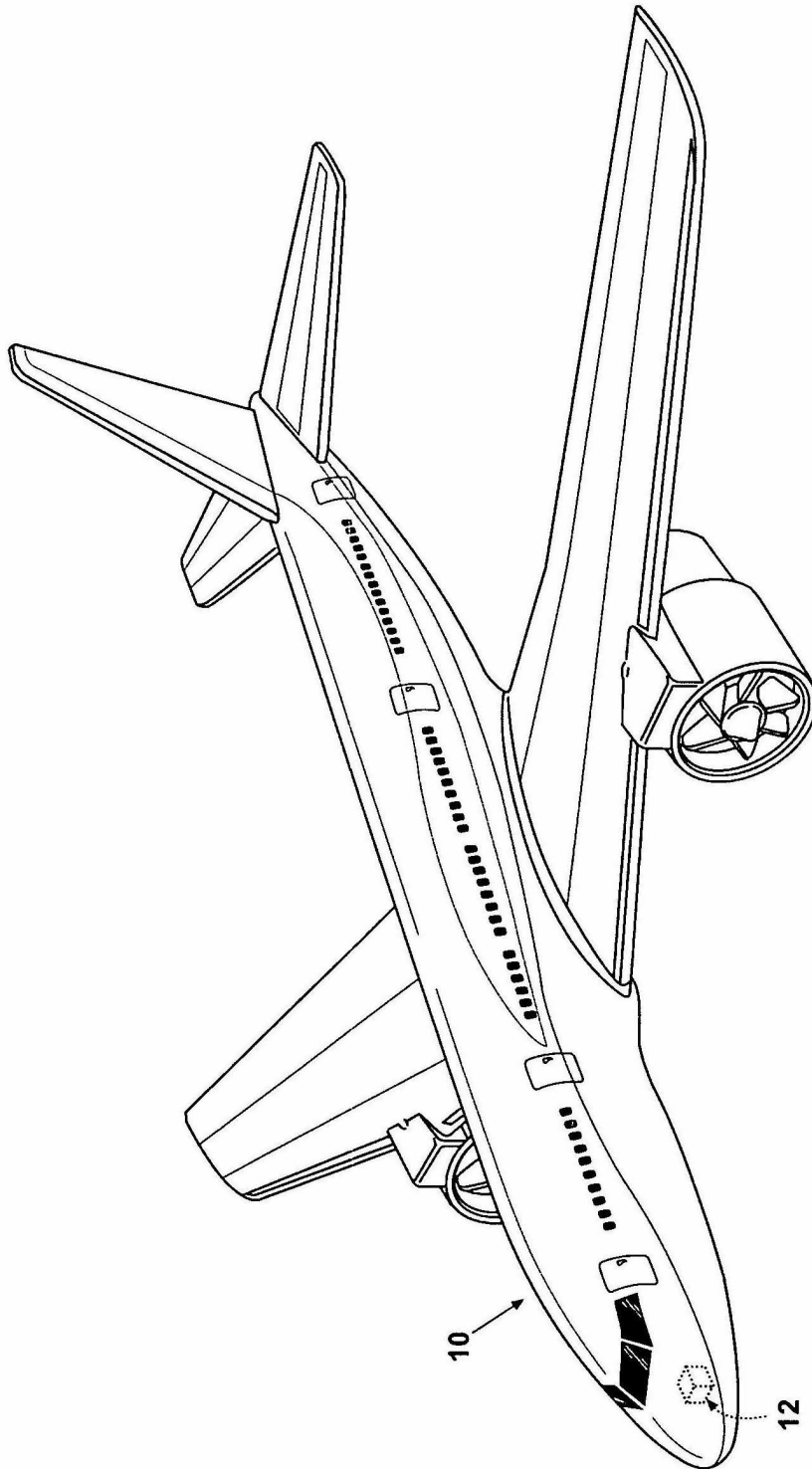


Fig. 1

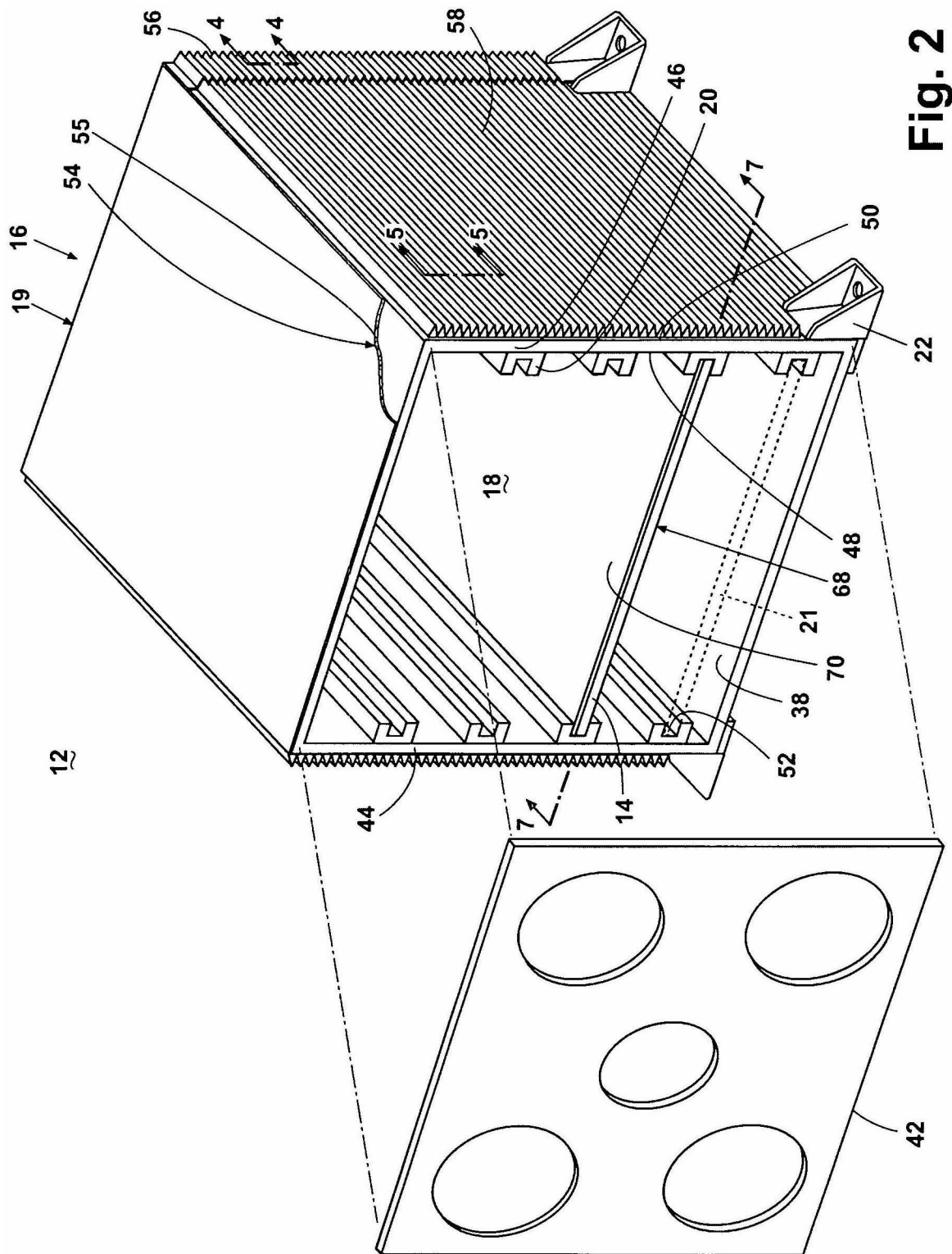


Fig. 2

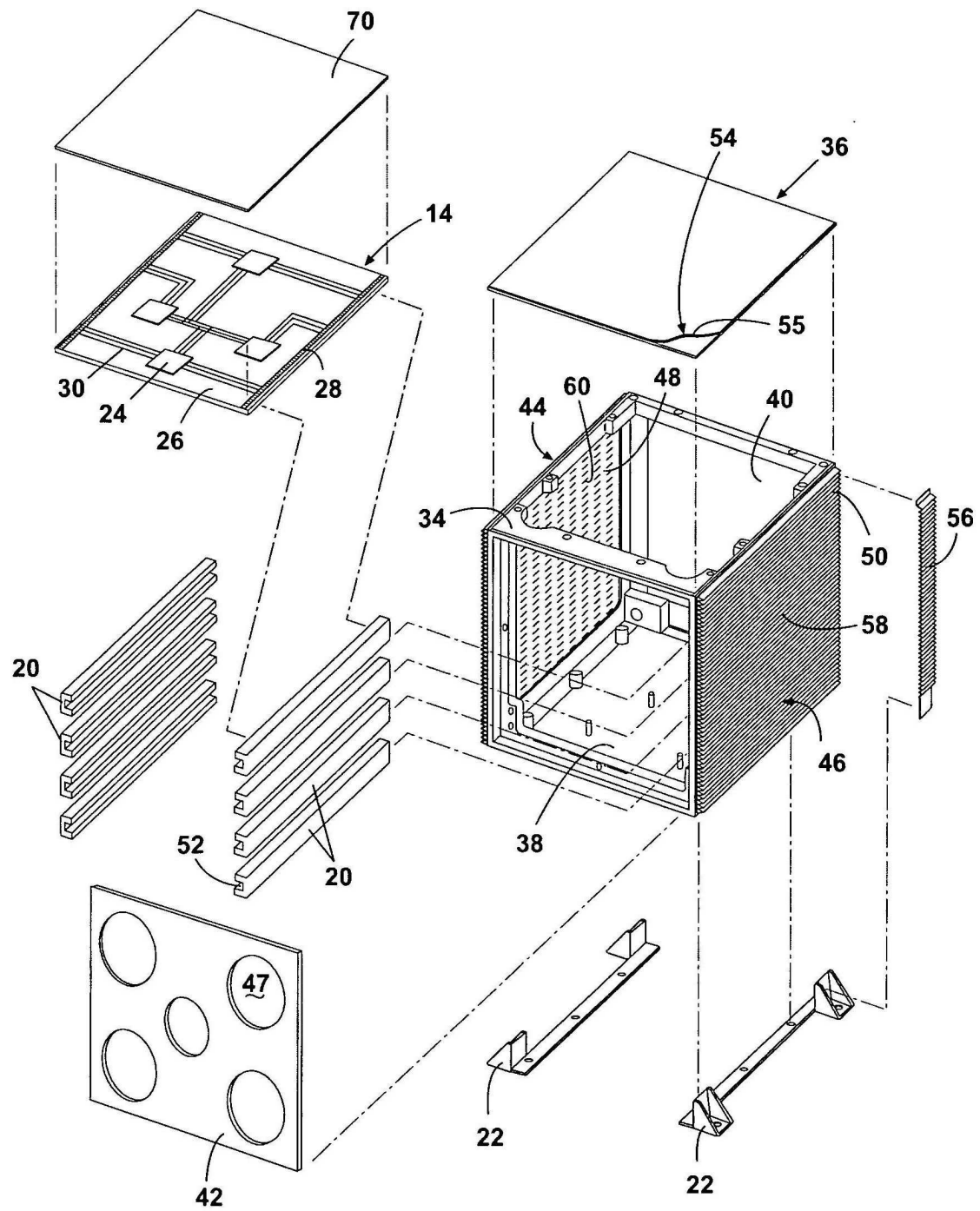


Fig. 3

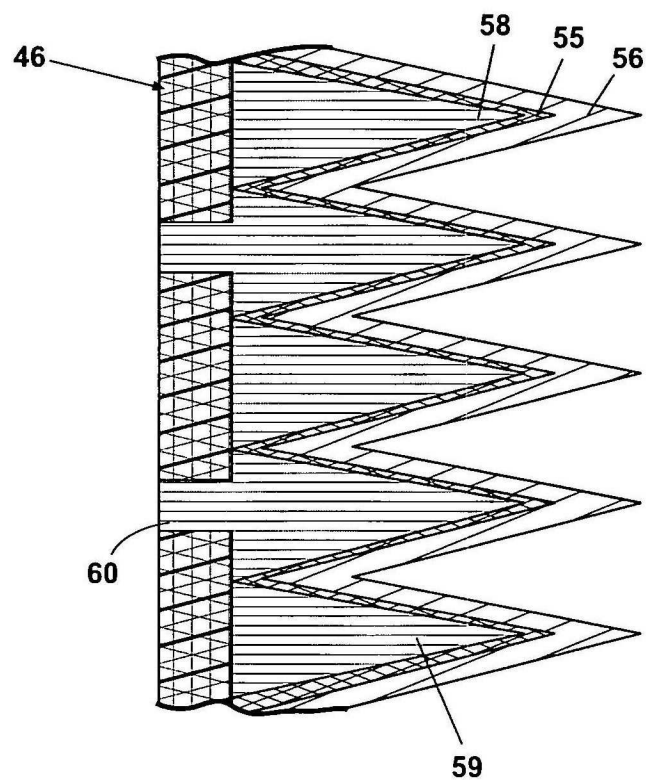


Fig. 4

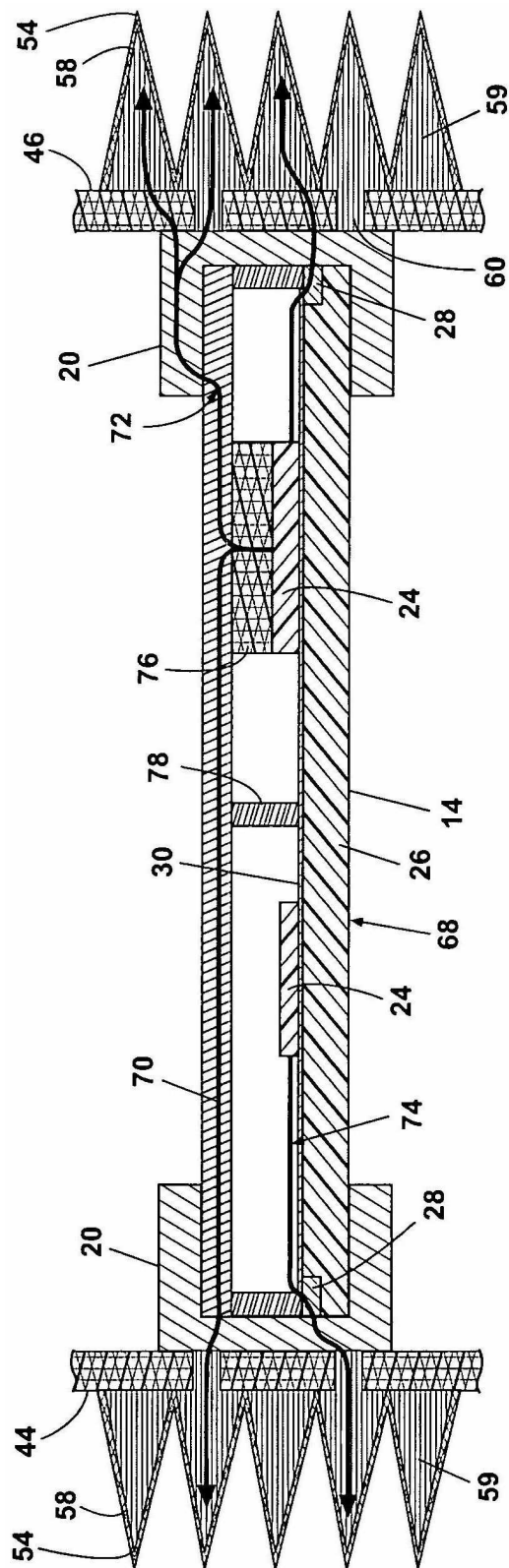


Fig. 7

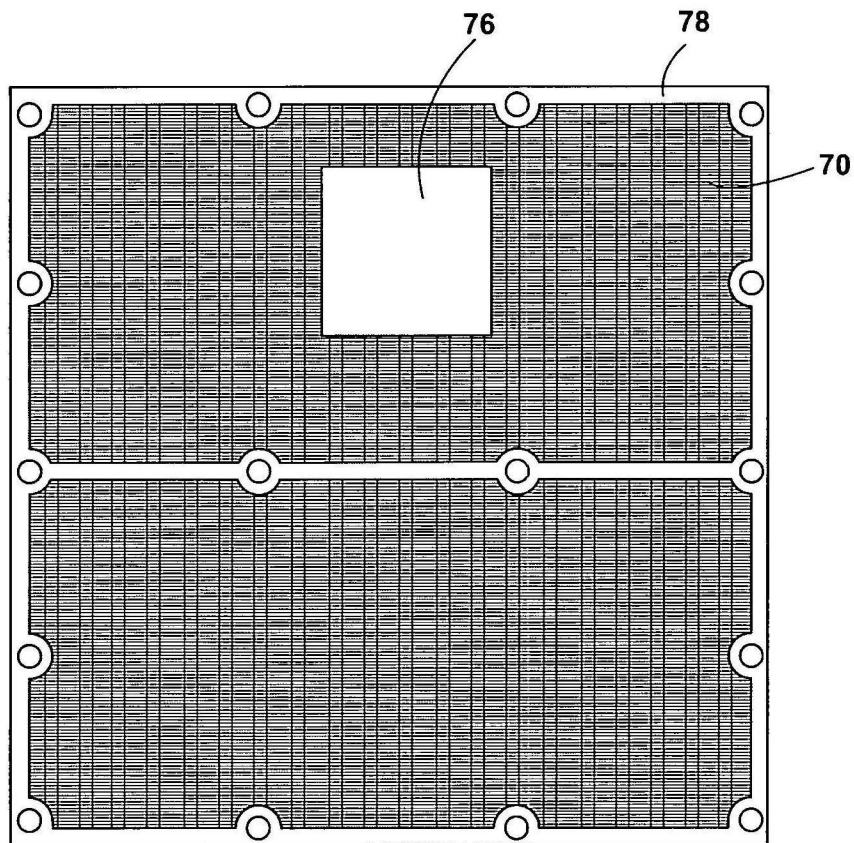


Fig. 8

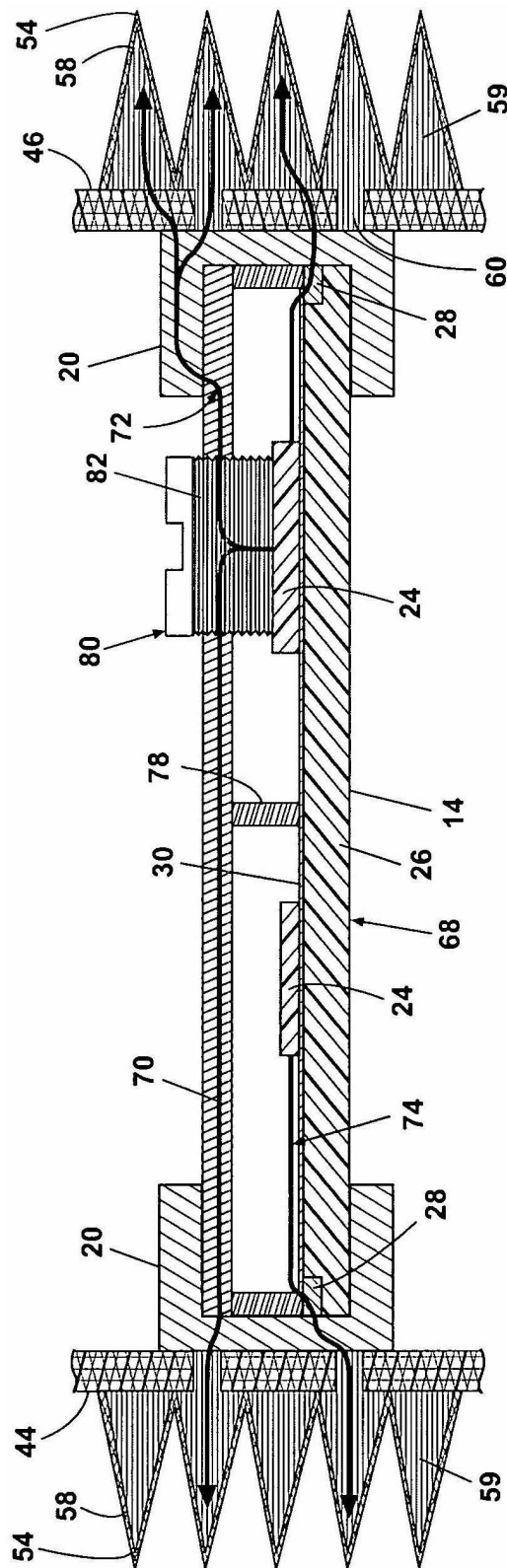


Fig. 9

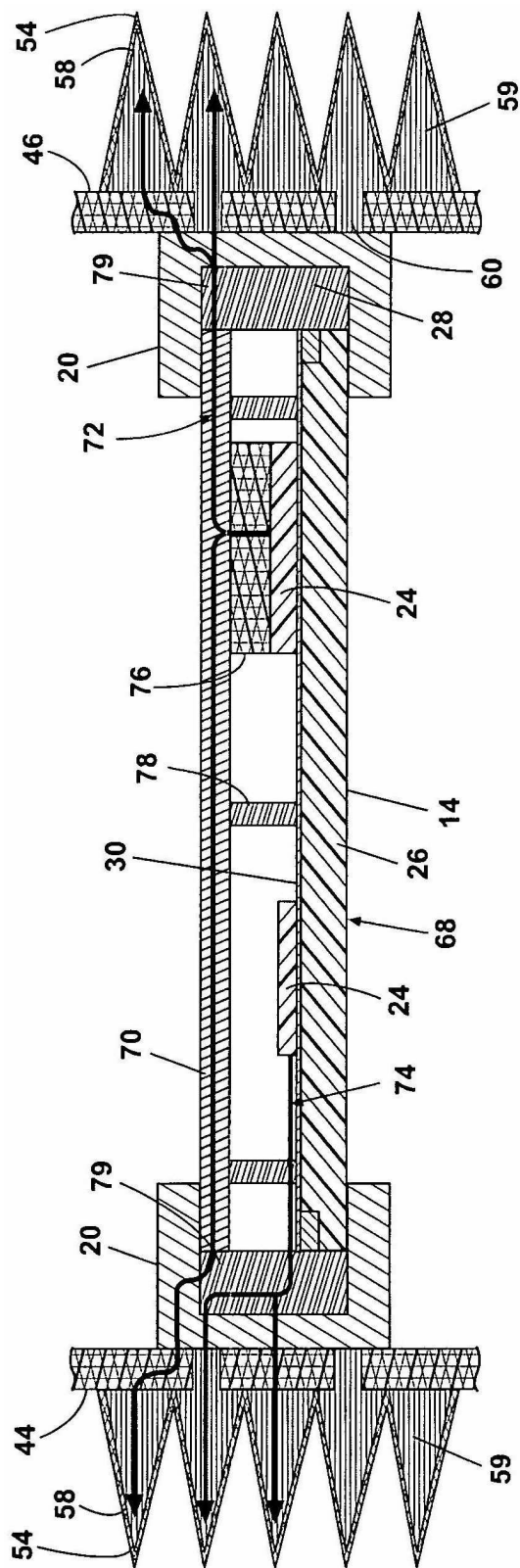


Fig. 10

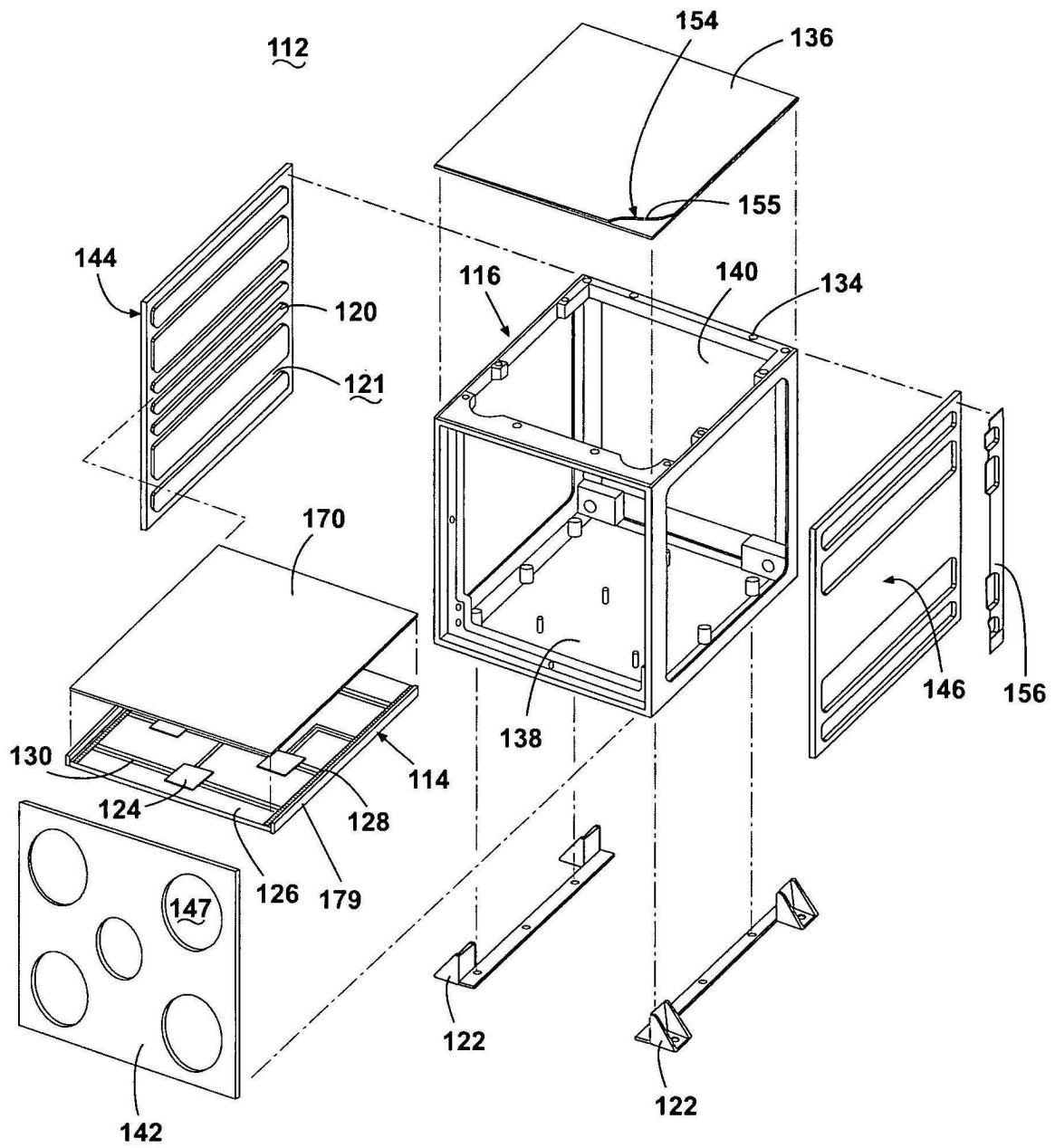


Fig. 11

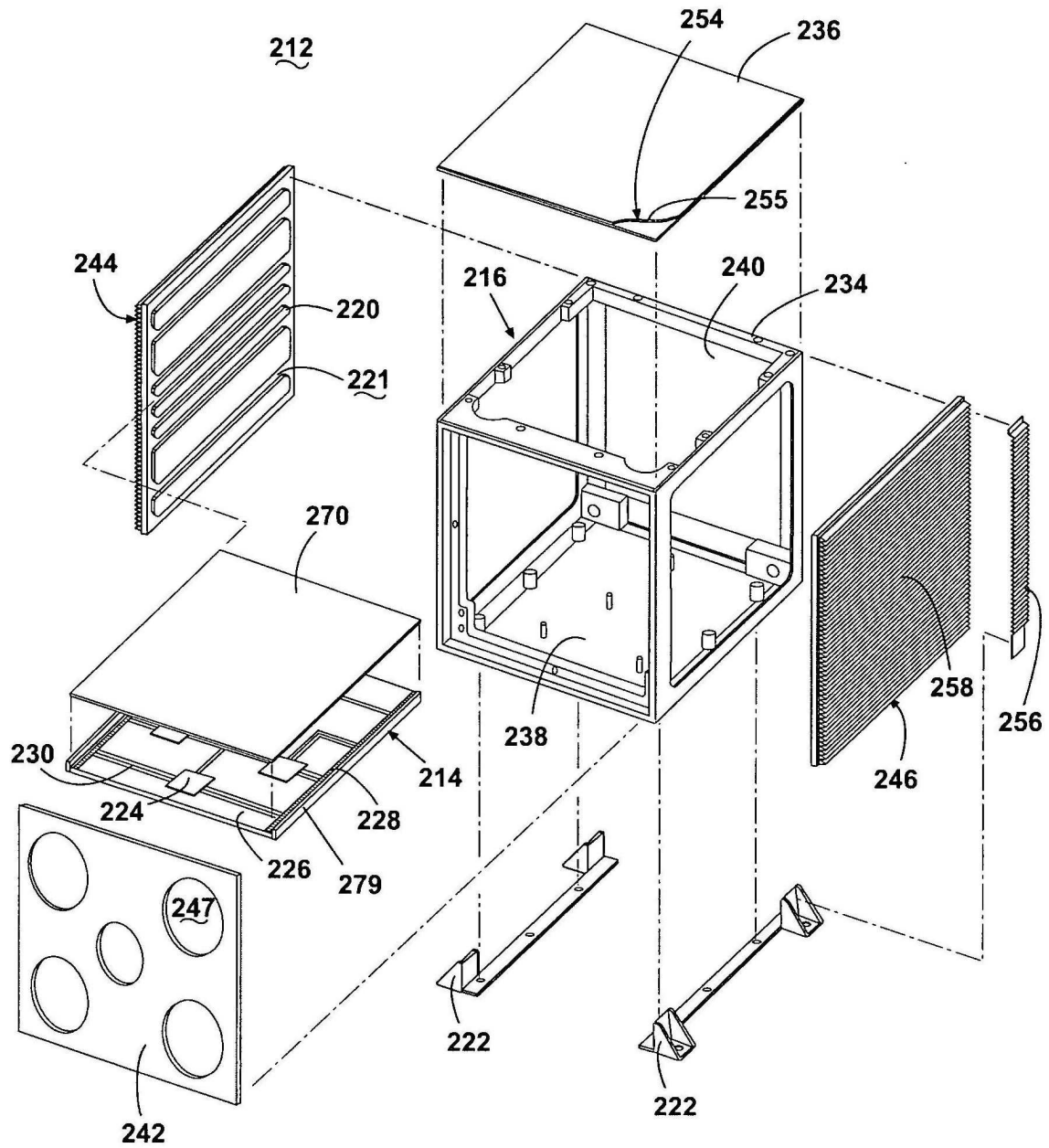


Fig. 12