



(19)
Bundesrepublik Deutschland
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 103 61 653 B4** 2008.08.07

(12)

Patentschrift

(21) Aktenzeichen: **103 61 653.5**
(22) Anmeldetag: **30.12.2003**
(43) Offenlegungstag: **22.09.2005**
(45) Veröffentlichungstag
der Patenterteilung: **07.08.2008**

(51) Int Cl.⁸: **B64D 11/04** (2006.01)
F28D 15/02 (2006.01)

Innerhalb von drei 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).

(73) Patentinhaber:
Airbus Deutschland GmbH, 21129 Hamburg, DE

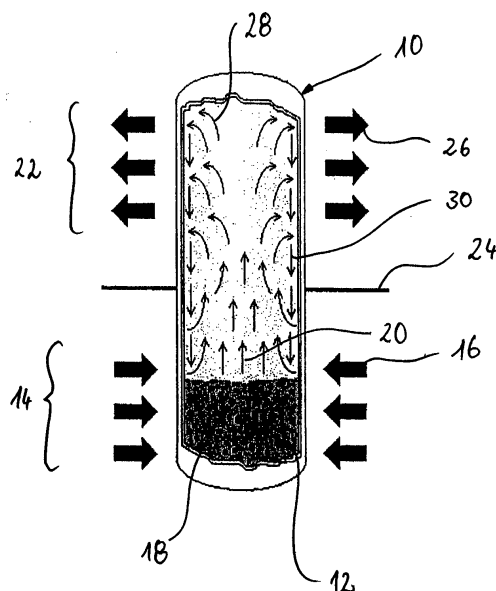
(74) Vertreter:
**WUESTHOFF & WUESTHOFF Patent- und
Rechtsanwälte, 81541 München**

(72) Erfinder:
**Mühlthaler, Georg, Dr.-Ing., 22609 Hamburg, DE;
Markwart, Michael, Dipl.-Ing., 25469 Halstenbek,
DE**

(56) Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht
gezogene Druckschriften:
DE 38 12 739 C1
GB 15 26 160 A
US 64 35 454 B1
US2003/00 42 361 A1
US 24 99 736 A

(54) Bezeichnung: **Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeuges angeordneten Wärmequelle**

(57) Hauptanspruch: Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle (38) zu einer Wärmesenke (32), mit einem gegenüber der Umgebung abgedichteten Behälter (10), der in einem wärmeaufnehmenden Bereich (14) mit der Wärmequelle (38) und in einem wärmeabgebenden Bereich (22) mit der Wärmesenke (32) thermisch gekoppelt ist, wobei der Behälter (10) mit einem Wärmeträgermedium (12) gefüllt ist, das bei Aufnahme von Wärme der Wärmequelle (38) im wärmeaufnehmenden Bereich (14) aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, sodann in den wärmeabgebenden Bereich (22) strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke (32) wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich (14) zurück fließt, wobei das Wärmeträgermedium (12) ohne zusätzliche Fördermittel zwischen wärmeaufnehmendem Bereich (14) und wärmeabgebendem Bereich (22) des Behälters (10) strömt, dadurch gekennzeichnet, dass die Strömung des Wärmeträgermediums (12, 20) zwischen dem wärmeaufnehmenden Bereich (14) und dem wärmeabgebenden Bereich (22) steuerbar ist.



Beschreibung

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft eine Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle zu einer Wärmesenke mit den Merkmalen nach dem Oberbegriff von Patentanspruch 1.

[0002] In Flugzeugen, insbesondere in Verkehrsflugzeugen, ist eine Vielzahl von elektronischen Geräten und anderen Funktionseinheiten vorgesehen, die im Betrieb des Flugzeugs Wärme abgeben. So müssen beispielsweise in einer Bordküche des Flugzeugs mitgeführte Speisen und Getränke gekühlt werden, damit diese über ausreichend lange Zeit genießbar bleiben. Darüber hinaus sind innerhalb eines Flugzeugs eine Vielzahl von Rechneinheiten angeordnet, von denen im Betrieb ebenfalls große Wärmemengen abzuführen sind, um eine zuverlässige Funktionsweise gewährleisten zu können.

[0003] Um die angesprochenen Kühlfunktionen bereitzustellen, wurden in der Vergangenheit verschiedene Konzepte angedacht. So zeigt beispielsweise DE 38 12 739 C1 eine Kühleinrichtung für eine Kühlkammer in einem Flugzeug. Bei dieser Kühleinrichtung ist vorgesehen, Luft aus einer Kaltluftkammer über einen Ventilator in eine Kühlkammer zu fördern, wo ein zu kühlender Servicewagen angeordnet ist. Aus der Kühlkammer wird wiederum teilweise erwärmte Luft in die Kaltluftkammer zurückgeführt, wo sich diese erneut abkühlen kann. Die Kaltluftkammer wird dadurch kühl gehalten, dass sie mit einem nicht isolierten Teilabschnitt der Flugzeugaußenhaut in direktem Kontakt steht und somit im Flugbetrieb des Flugzeugs, in welchem an der Flugzeugaußenhaut bei üblichen Flughöhen Temperaturen von -50°C herrschen, eine starke Abkühlung der Kaltluftkammer aufgrund der thermischen Kopplung über die nicht isolierte Flugzeugaußenhaut mit der Umgebung erfolgen kann. Dieses System hat jedoch den Nachteil, dass die Kühlkammer nahe der Außenhaut des Flugzeugs angeordnet werden muss, was eine variable Innenraumgestaltung des Flugzeugs behindert. Darüber hinaus ist der Wirkungsgrad dieses Systems relativ niedrig, da lediglich die sensible Wärme der als Wärmeträgermedium verwendeten Luft für den Wärmetransport verwendet werden kann.

[0004] Aus der US 6,435,454 B1 ist hingegen ein System bekannt, bei welchem die Außenhaut eines Überschalldüsenflugzeugs mittels Kühleinrichtungen gekühlt wird. Bei diesem System soll eine zu starke luftreibungsbedingte Erwärmung der Außenhaut des Flugzeugs verhindert werden, um die Emission von Infrarotstrahlung zu minimieren und dadurch die Erfassbarkeit des Flugzeugs mit Infrarotdetektoren zu reduzieren. Im Gegensatz zu dem vorstehend beschriebenen Stand der Technik wird bei diesem System die Wärme von der Flugzeugaußenhaut in den

Flugzeuginnenraum geführt und dort beispielsweise zur Erwärmung des Kraftstoffs zur Erzielung einer effizienteren Verbrennung genutzt.

[0005] Aus der US 2003/0042361A1 ist eine Kühleinrichtung bekannt, bei der eine Kühleinheit mit einem Fördermittel, insbesondere einem Kompressor versehen ist. In einem Wärmetauscherbereich ist die Kühleinheit thermisch mit einem Zwischenkreislauf gekoppelt, in dem ein Arbeitsfluid zirkuliert. Das Arbeitsfluid dient zur Verbindung der Kühleinrichtung mit einzelnen zu kühlenden Komponenten. Dieses System ist verhältnismäßig aufwändig gestaltet und erfordert eine Vielzahl von Komponenten. Insbesondere die Bereitstellung der Kühleinheit und des Zwischenkreislaufes mit zwei verschiedenen voneinander getrennten Fluidkreisläufen ist verhältnismäßig aufwändig.

[0006] Das Dokument GB 1 526 160 A beschreibt eine Kühleinrichtung zum Kühlen von beispielsweise elektronischen Gerätschaften in einem Flugzeug. Die Kühleinrichtung weist ein Hitzrohr, einen mit den zu kühlenden Geräten verbundenen Verdampfungsabschnitt sowie einen Kondensationsabschnitt auf, der thermisch mit einem porösen hitzeleitenden Körper verbunden ist. Der hitzeleitende Körper ist mit der Umgebung verbunden. Die in den elektrischen Geräten des Flugzeugs entstehende Wärme wird durch das Hitzrohr zu dem Kondensationsabschnitt geleitet und dort durch Wasser in Kanälen des hitzeleitenden porösen Körpers, der mit der Außenluft verbunden ist, gekühlt. Das Wärmeträgermedium, beispielsweise Wasser, strömt ohne zusätzliche Fördermittel zwischen dem Verdampfungsabschnitt und dem Kondensationsabschnitt hin und her, wobei die Strömung nicht steuerbar ist.

[0007] US 2 499 736 A offenbart eine Kühleinrichtung für einen Laderaum eines Flugzeugs. Die Kühleinrichtung weist eine hermetisch abgeschlossene Röhre mit einer Kondensationskammer außerhalb des Laderaums und eine Verdampfungskammer auf, die in thermischer Beziehung mit dem Laderaum steht auf. Die Röhre ist teilweise mit einem verdampfbaren Wärmeleitungsmedium, insbesondere Ammoniak, gefüllt. Durch die Wärme in dem Laderaum verdampft das Wärmeleitungsmedium und kondensiert danach in der Kondensationskammer außerhalb des Laderaums.

[0008] Es ist Aufgabe der vorliegenden Erfindung, eine Kühleinrichtung der eingangs bezeichneten Art bereitzustellen, welche gegenüber dem Stand der Technik eine erhöhte spezifische Wärmeübertragungsleistung bei geringem technischen Aufwand zulässt.

[0009] Diese Aufgabe wird durch eine Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innen-

raum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle zu einer Wärmesenke mit den Merkmalen von Patentanspruch 1 gelöst. Dabei ist vorgesehen, dass die Kühleinrichtung einen gegenüber der Umgebung abgedichteten Behälter aufweist, der in einen wärmeaufnehmenden Bereich mit der Wärmequelle und in einen wärmeabgebenden Bereich mit der Wärmesenke thermisch gekoppelt ist, wobei der Behälter mit einem Wärmeträgermedium gefüllt ist, welches bei Aufnahme von Wärme von der Wärmequelle im wärmeaufnehmenden Bereich aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, sodann in den wärmeabgebenden Bereich strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich zurückfließt.

[0010] Mit der erfindungsgemäßen Kühleinrichtung kann neben der sensiblen Wärme des Wärmeträgermediums auch dessen latente Wärme genutzt werden, d. h. diejenige Wärme, die beim Phasenübergang aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase von dem Wärmeträgermedium aufgenommen wird und beim späteren Phasenübergang im wärmeabgebenden Bereich aus der gasförmigen Phase zurück in ein Kondensat, d. h. zurück in die flüssige Phase abgegeben wird. Dadurch erhöht sich die spezifische Wärmeübertragungsleistung der erfindungsgemäßen Kühleinrichtung beträchtlich gegenüber herkömmlichen aus dem Stand der Technik bekannten Systemen, beispielsweise der DE 38 12 739 C1, wo als Wärmeträgermedium Luft verwendet wird und lediglich deren sensible Wärme zur Kühlung nutzbar ist.

[0011] Darüber hinaus besitzt die erfindungsgemäße Kühleinrichtung den weiteren Vorteil, dass sie ein geschlossenes System bereitstellt, wobei Wärmeübergänge über die Behälterwände erfolgen, ohne dass ein direkter Kontakt des Wärmeträgermediums mit externen Komponenten stattfindet. Dadurch können Verunreinigungen des Wärmeträgermediums und ein unerwünschtes Eindringen von Feuchtigkeit in den Wärmeträgermedium-Kreislauf verhindert werden. Ferner weist die erfindungsgemäße Kühleinrichtung gegenüber Systemen mit permanent flüssigen Wärmeträgermedien die Vorteile eines geringeren Gewichts und wiederum der Nutzung sowohl der sensiblen als auch der latenten Wärme zum Wärmetransport auf. Ein weiterer Vorteil der Erfindung besteht darin, dass keine Fördermittel, wie beispielsweise Pumpen, zum Umwälzen des Kreislaufs erforderlich sind. Auch können durch den geschlossenen Kreislauf unerwünschte Kondensationseffekte unterbunden werden, die andernfalls, beispielsweise bei dem System der DE 381 27 39 C1 an Stellen innerhalb des Flugzeugs auftreten können und zu einer unerwünschten Vereisung oder gar Korrosion dieser Flugzeuggbereiche führen können.

[0012] Bei der erfindungsgemäßen Kühleinrichtung ist zudem vorgesehen, dass die Strömung des Wärmeträgermediums zwischen dem wärmeaufnehmenden Bereich und dem wärmeabgebenden Bereich steuerbar ist. Beispielsweise können die Strömungsquerschnitte der Kühleinrichtung zwischen dem wärmeaufnehmenden Bereich und wärmeabgebenden Bereich lastabhängig einstellbar sein.

[0013] Eine Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass der Behälter ein geschlossenes Rohr umfasst, dessen ein Endbereich den wärmeaufnehmenden Bereich aufweist und dessen anderer Endbereich den wärmeabgebenden Bereich aufweist. Das geschlossene Rohr kann mit beliebiger Geometrie ausgebildet sein und bietet somit eine verhältnismäßig hohe Flexibilität hinsichtlich der Verwendung und der Anordnung der zu kühlenden Geräte im Flugzeuginnenraum. Bei einer Erfindungsvariante ist das geschlossene Rohr aus einem flexiblen Material und mit flexibler Konstruktion, falls gewünscht mit Gelenken, ausgebildet, um somit weitere Freiheitsgrade bei der Installation zu schaffen.

[0014] Erfindungsgemäß kann ferner vorgesehen sein, dass die Wärmequelle zumindest eine Teilkomponente eines elektronischen Gerätes des Flugzeugs, einer Bordküche des Flugzeugs, eine zu kühlende innere Fläche des Flugzeugs oder dergleichen umfasst. Als Wärmesenke kann bei einer Weiterbildung der Erfindung ein Teilbereich einer, vorzugsweise unisolierten, Flugzeugaußenwand, ein Teilbereich einer Flugzeugstruktur, beispielsweise eines Quertägers, eines Fußbodenfachwerks oder eines Deckenfachwerks, ein Teilbereich einer Flugzeug-Bilge oder eines Luftkanals, insbesondere eines Stauluftkanals, auch Ram Air Kanal genannt, verwendet werden.

[0015] Um den Wirkungsgrad der Kühlung weiter zu erhöhen, sieht eine Ausführungsvariante der Erfindung vor, dass der Wärmeübergang in dem wärmeaufnehmenden Bereich oder/und in dem wärmeabgebenden Bereich mittels eines die Wärmequelle bzw. die Wärmesenke mit dem Behälter koppelnden Wärmetauschers erfolgt. Vorzugsweise werden steuerbare Wärmetauscher eingesetzt, beispielsweise Wärmetauscher mit variablem Luftvolumenstrom, um auf verschiedene Anforderungen der zu kühlenden Einrichtungen, beispielsweise auslastungsabhängig, die erfindungsgemäße Kühleinrichtung betreiben zu können.

[0016] Wenn im Rahmen dieser Beschreibung von einer "Steuerbarkeit" oder einer "Steuerung" die Rede ist, so soll dies einerseits eine Steuerung nach vorgegebenen Mustern oder Kennlinien und andererseits aber auch den Fall einer Regelung, d. h. einer Steuerung mit Rückkopplung, mit umfassen.

[0017] Eine Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass nahe der Wärmequelle ein Kältespeicher vorgesehen ist. Durch die Verwendung von Kältespeichern kann auch eine hinreichende Kühlung dann gewährleistet werden, wenn das Flugzeug beispielsweise gerade am Boden steht und keine Kühlung über die Außenhaut des Flugzeugs erfolgen kann.

[0018] Die Erfindung besitzt neben den vorstehend angesprochenen Vorteilen insbesondere den weiteren Vorteil, dass die Wärmequelle und die Wärmesenke voneinander entkoppelbar sind und durch den flexibel verlegbaren abgedichteten Behälter, insbesondere das geschlossene Rohr, mit hoher Variabilität verbunden werden können. Darüber hinaus sind keine aktiven Komponenten wie Gebläse oder Pumpen im Wärmetransportweg nötig, da sich das Wärmedium aufgrund des Phasenübergangs quasi selbsttätig – bedingt durch das auftretende Diffusionsgefälle und/oder die Schwerkraft – von der Wärmequelle zur Wärmesenke bewegt und nach Kondensation im Bereich der Wärmesenke – bedingt durch Kapillarleitungseffekte oder/und der Schwerkraft – wieder zur Wärmequelle zurückfließt. Dies kann dadurch unterstützt werden, dass beispielsweise ein leichtes Gefälle zwischen Wärmesenke und Wärmequelle vorgesehen wird. Dadurch ist es möglich, die Kühleinrichtung ohne das Aufbringen von Zusatzenergie, beispielsweise zum Antrieb von Pumpen, sowie ohne zusätzlichen parasitären Wärmeeintrag, beispielsweise durch die Betriebeswärme einer Förderpumpe, zu betreiben. Ferner erhöht sich aufgrund der Vermeidung zusätzlicher aktiver Komponenten die Zuverlässigkeit des Systems, wobei sich der Wartungsaufwand reduziert. Darüber hinaus können unnötige Geräuschemissionen, beispielsweise Antriebsgeräusche von aktiven Komponenten, unterbunden werden.

[0019] Im Folgenden wird ein Ausführungsbeispiel der Erfindung anhand der beiliegenden Figuren erläutert. Es stellen dar:

[0020] [Fig. 1](#) eine schematische Ansicht eines im Rahmen der vorliegenden Erfindung eingesetzten geschlossenen Behälters und

[0021] [Fig. 2](#) eine schematische Ansicht eines Ausführungsbeispiels einer erfindungsgemäßen Kühleinrichtung.

[0022] In [Fig. 1](#) ist ein Behälter zur Verwendung bei einer erfindungsgemäßen Kühleinrichtung teilweise aufgeschnitten dargestellt und allgemein mit **10** bezeichnet. Der Behälter umfasst ein kreiszylindrisches Rohr, das an seinen Stirnflächen verschlossen ist. In dem Behälter ist in seinem unteren Bereich ein Wärmeträgermedium **12** in flüssiger Phase dargestellt.

[0023] Der Behälter **10** befindet sich in seinem unteren

Bereich **14**, der nachfolgend auch als wärmeaufnehmender Bereich **14** bezeichnet wird, in thermischem Kontakt mit einer Wärmequelle, wobei wie durch die Pfeile **16** angedeutet Wärme von der Wärmequelle in den wärmeaufnehmenden Bereich **14** des Behälters **10** übergeht. Diese Wärme gemäß den Pfeilen **16** führt dazu, dass das Wärmeträgermedium **12** siedet, wie durch die Bläschen **18** in dem Wärmeträgermedium **12** gezeigt, und schließlich verdampft, wie durch die in [Fig. 1](#) senkrecht nach oben gerichteten Pfeile **20** angedeutet.

[0024] Der Wärmeträgermediumdampf steigt in dem Behälter **10** nach oben und gelangt von dem wärmeaufnehmenden Bereich **14** in einen wärmeabgebenden Bereich **22**, wobei er einen Übergangsbereich **24** zwischen wärmeaufnehmenden Bereich **14** und wärmeabgebenden Bereich **22** passiert.

[0025] In dem wärmeabgebenden Bereich befindet sich der Behälter **10** in thermischem Kontakt mit einer Wärmesenke, wodurch entsprechend den Pfeilen **26** Wärme von dem Wärmeträgermedium abgegeben wird. Dies führt dazu, dass das Wärmeträgermedium sich an den Wänden des Behälters **10** entsprechend den Pfeilen **28** abscheidet und dort kondensiert. Das Kondensat fließt dann entsprechend den senkrecht nach unten gerichteten Pfeilen **30** von [Fig. 1](#) im Behälter **10** nach unten und sammelt sich dort wieder in flüssiger Phase zur erneuten Wärmeaufnahme.

[0026] In dem Behälter **10** kommt es also durch die Aufnahme von Wärme gemäß den Pfeilen **16** im wärmeaufnehmenden Bereich und Abgabe von Wärme gemäß den Pfeilen **26** im wärmeabgebenden Bereich selbsttätig zu einem Kreislauf von Wärmeträgermedium mit Phasenübergang aus der flüssigen Phase gemäß Bezugszeichen **12** und **30** in die gasförmige Phase gemäß Bezugszeichen **20** und **28**. Dadurch kann sowohl die sensible Wärme des Wärmeträgermediums als auch die latente Wärme, das heißt die bei einem Phasenübergang in dem Wärmeträgermedium gespeicherte Wärme, zum Wärmetransport aus dem wärmeaufnehmenden Bereich **14** in den wärmeabgebenden Bereich **22** genutzt werden. Im wärmeabgebenden Bereich **22** wird durch Kondensieren des Wärmeträgermediumdampfes diese latente Wärme wieder frei. Man erreicht insgesamt einen effektiven Wärmetransport, bei verhältnismäßig geringem Füllgewicht des Behälters **10**.

[0027] [Fig. 2](#) zeigt einen möglichen Anwendungsfall des Behälters **10** in einem Flugzeug. Im Einzelnen ist in [Fig. 2](#) der Behälter **10** über seinen wärmeabgebenden Bereich **22** mit einer Außenhaut **32** eines Verkehrsflugzeugs gekoppelt, wobei die Außenhaut **32** zumindest nahe dem wärmeabgebenden Bereich **22** weitgehend unisoliert ist. An seinem wärmeaufnehmenden Bereich **14** ist der Behälter **10** mit einer Vielzahl von Rippen **34** versehen, die die Oberfläche

des wärmeaufnehmenden Bereichs vergrößern und damit für einen besseren Wärmeübergang sorgen.

[0028] Ferner ist in [Fig. 2](#) eine auf einem Kabinenboden **36** angeordnete zu kühlende Einrichtung **38** vorgesehen, beispielsweise ein Kühlschrank einer Bordküche, die im Inneren mit einem Lüfter **40** ausgebildet ist. Der Lüfter **40** sorgt für eine Umwälzung von Luft innerhalb der zu kühlenden Einrichtung, so dass ein warmer Luftstrom **42** zu dem wärmeaufnehmenden Bereich **14** gefördert wird und an diesen Wärme abgibt und ein kalter Luftstrom **44** von dem wärmeaufnehmenden Bereich **14** über den Lüfter **40** weggeführt wird.

[0029] Mit der Erfindung ist es möglich, die zu kühlende Einrichtung **38** mit einem verhältnismäßig geringen technischen Aufwand zu kühlen. Da der Behälter **10**, wie vorstehend bereits geschildert, rohrförmig ausgebildet ist, und somit lediglich geringen Bau- raum erfordert, kann die zu kühlende Einrichtung **38** nahezu beliebig innerhalb des Flugzeugs positioniert werden, ohne dass der Grad der Kühlung wesentlich von der Positionierung der zu kühlenden Einrichtung **38** beeinflusst oder gar beeinträchtigt wird. Insbesondere ist hervorzuheben, wie aus [Fig. 2](#) deutlich hervor geht, dass die zu kühlende Einrichtung **38** von der als Wärmesenke wirkenden Außenhaut **32** des Flugzeugs weitgehend entkoppelt ist und lediglich über das Rohr **10** verbunden ist.

Patentansprüche

1. Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle (**38**) zu einer Wärmesenke (**32**), mit einem gegenüber der Umgebung abgedichteten Behälter (**10**), der in einem wärmeaufnehmenden Bereich (**14**) mit der Wärmequelle (**38**) und in einem wärmeabgebenden Bereich (**22**) mit der Wärmesenke (**32**) thermisch gekoppelt ist, wobei der Behälter (**10**) mit einem Wärmeträgermedium (**12**) gefüllt ist, das bei Aufnahme von Wärme der Wärmequelle (**38**) im wärmeaufnehmenden Bereich (**14**) aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, so- dann in den wärmeabgebenden Bereich (**22**) strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke (**32**) wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich (**14**) zurück fließt, wobei das Wärmeträgermedium (**12**) ohne zusätzliche Fördermittel zwischen wärmeaufnehmendem Bereich (**14**) und wärmeabgebendem Bereich (**22**) des Behälters (**10**) strömt, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Strömung des Wärmeträgermediums (**12**, **20**) zwischen dem wärmeaufnehmenden Bereich (**14**) und dem wärmeabgebenden Bereich (**22**) steuerbar ist.

2. Kühleinrichtung nach Anspruch 1, wobei der Behälter (**10**) ein geschlossenes Rohr umfasst, dessen ein Endbereich den wärmeaufnehmenden Be-

reich (**14**) aufweist und dessen anderer Endbereich den wärmeabgebenden Bereich (**22**) aufweist.

3. Kühleinrichtung nach Anspruch 1 oder 2, wobei die Wärmequelle (**38**) zumindest eine Teilkomponente eines elektronischen Gerätes des Flugzeugs, einer Bordküche des Flugzeugs oder eine zu kühlende innere Fläche des Flugzeugs umfasst.

4. Kühleinrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 3, wobei die Wärmesenke (**32**) einen Teilbereich einer Flugzeugaußenwand, einer Flugzeugstruktur, einer Flugzeug-Bilge, eines Luftkanals, insbesondere eines Stauluftkanals, oder einen Wärmetauscher umfasst.

5. Kühleinrichtung nach einem der vorangehenden Ansprüche, wobei der Wärmeübergang in dem wärmeaufnehmenden Bereich (**14**) oder/und in dem wärmeabgebenden Bereich (**22**) mittels einer Wärmequelle (**38**) oder/und der Wärmesenke (**32**) mit dem Behälter (**10**) koppelnden Wärmetauschers (**34**) erfolgt.

6. Kühleinrichtung nach Anspruch 5, wobei der von dem jeweiligen Wärmetauscher (**34**) übertragene Wärmestrom steuerbar ist.

7. Kühleinrichtung nach einem der vorangehenden Ansprüche, wobei nahe der Wärmequelle (**38**) ein Kältespeicher vorgesehen ist.

Es folgt ein Blatt Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

