

(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
3. Januar 2008 (03.01.2008)

PCT

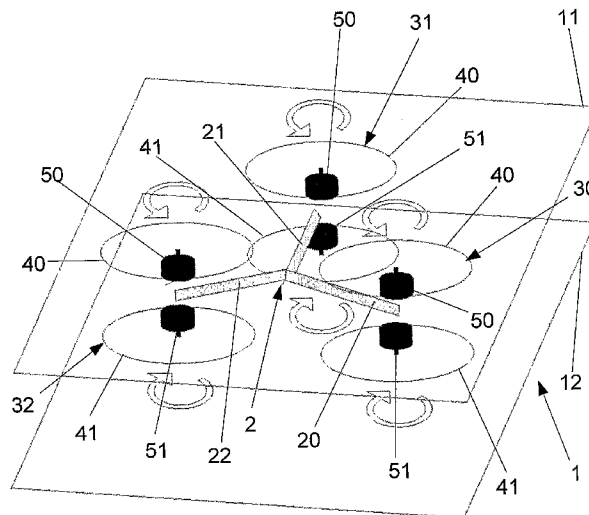
(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
WO 2008/000203 A1

- (51) Internationale Patentklassifikation:
B64C 27/10 (2006.01) *B64C 27/20* (2006.01)
- (21) Internationales Aktenzeichen: PCT/DE2007/000592
- (22) Internationales Anmeldedatum:
31. März 2007 (31.03.2007)
- (25) Einreichungssprache: Deutsch
- (26) Veröffentlichungssprache: Deutsch
- (30) Angaben zur Priorität:
10 2006 029 603.6 26. Juni 2006 (26.06.2006) DE
- (71) Anmelder und
(72) Erfinder: **WIGGERICH, Burkhard** [DE/DE]; Werdener Hof 39, 59757 Arnsberg (DE).
- (74) Anwälte: **MANSKE, Jörg** usw.; Ostentor 9, 59757 Arnsberg (DE).
- (81) Bestimmungsstaaten (*soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare nationale Schutzrechtsart*): AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, 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, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, 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, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG,

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

(54) Title: AIRCRAFT

(54) Bezeichnung: FLUGGERÄT



(57) **Abstract:** The invention relates to an aircraft (1) comprising at least three drive units (30, 31, 32), each of which has a first rotor (40) and a first, rotary speed-controlled electrical motor (50), suitable for driving the first rotor (40) during operation of the aircraft (1), as well as the autonomous means to control the location and position of the aircraft (1). Each of the drive units (30, 31, 32) has at least a second rotor (41) and at least one second, rotary speed-controlled electrical motor (51), suitable for driving the second rotor (41) during operation of the aircraft (1) in a rotational direction that is opposite to the rotational direction of the first rotor (40) of each drive unit (30, 31, 32).

(57) **Zusammenfassung:** Die vorliegende Erfindung betrifft ein Fluggerät (1) umfassend mindestens drei Antriebseinheiten (30, 31, 32), die jeweils einen ersten Rotor (40) und einen ersten drehzahlgesteuerten Elektromotor (50) aufweisen, geeignet, den ersten Rotor (40) während des Betriebs des Fluggeräts (1)

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]



WO 2008/000203 A1



ZM, ZW), eurasisches (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europäisches (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Zur Erklärung der Zweibuchstaben-Codes und der anderen Abkürzungen wird auf die Erklärungen ("Guidance Notes on Codes and Abbreviations") am Anfang jeder regulären Ausgabe der PCT-Gazette verwiesen.

Veröffentlicht:

— *mit internationalem Recherchenbericht*

anzutreiben, Mittel zur autonomen Lage- und Positionsregelung des Fluggeräts (1), wobei jede der Antriebseinheiten (30, 31, 32) mindestens einen zweiten Rotor (41) und mindestens einen zweiten drehzahlgesteuerten Elektromotor (51) aufweist, geeignet, den zweiten Rotor (41) während des Betriebs des Fluggeräts (1) in einer Drehrichtung anzutreiben, die entgegengesetzt zur Drehrichtung des ersten Rotors (40) der jeweiligen Antriebseinheit (30, 31, 32) ist.

"Fluggerät"

Die vorliegende Erfindung bezieht sich auf ein Fluggerät, das mindestens drei Antriebseinheiten, die jeweils einen ersten Rotor und einen ersten drehzahlgesteuerten Elektromotor aufweisen, geeignet, den ersten Rotor während des Betriebs des Fluggeräts anzutreiben, sowie Mittel zur autonomen Lage- und Positionsregelung des Fluggeräts umfasst.

Fluggeräte der eingangs genannten Art sind aus dem Stand der Technik in verschiedenen Ausführungsformen bereits bekannt. Beispielsweise soll an dieser Stelle auf ein bereits vor mehreren Jahren entwickeltes, als Mikrodrohne ausgeführtes Fluggerät eingegangen werden, das vier Antriebseinheiten mit jeweils einem Rotor zur Erzeugung eines Auftriebs aufweist. Darüber hinaus umfasst das bekannte Fluggerät eine elektronische Lageregelung, die beispielsweise bewirkt, dass das Fluggerät eine Schwebefluglage einnehmen kann. Eine Steuerung des Fluggeräts ist durch eine Änderung der Drehzahlen der Elektromotoren möglich, wobei jeder Elektromotor von einer zentralen Steuereinheit einzeln angesteuert wird.

Ein Nachteil der aus dem Stand der Technik bekannten vierrotorigen Fluggeräte besteht darin, dass diese verhältnismäßig groß ausgeführt sind, um eine bestimmte Nutzlast transportieren zu können.

Hier setzt die vorliegende Erfindung an.

Der vorliegenden Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, ein Fluggerät der eingangs genannten Art zur Verfügung zu stellen, das unter

-2-

Beibehaltung der Nutzlast kompakter als die aus dem Stand der Technik bekannten vierrotorigen Fluggeräte ausgeführt ist.

Die Lösung dieser Aufgabe liefert ein Fluggerät der eingangs genannten Art mit den Merkmalen des kennzeichnenden Teils des Anspruchs 1. Die Unteransprüche betreffen vorteilhafte Weiterbildungen der vorliegenden Erfindung.

Gemäß Anspruch 1 zeichnet sich ein erfindungsgemäßes Fluggerät dadurch aus, dass jede der Antriebseinheiten mindestens einen zweiten Rotor und mindestens einen zweiten drehzahlgesteuerten Elektromotor aufweist, geeignet, den zweiten Rotor während des Betriebs des Fluggeräts in einer Drehrichtung anzutreiben, die entgegengesetzt zur Drehrichtung des ersten Rotors der jeweiligen Antriebseinheit ist.

Anstelle von vier Antriebseinheiten mit jeweils einem Rotor weist das erfindungsgemäße Fluggerät mindestens drei Antriebseinheiten mit jeweils mindestens zwei Rotoren auf, die paarweise gegenläufig angetrieben werden. Der Vorteil dieser Maßnahme besteht darin, dass das Fluggerät unter Beibehaltung der Nutzlast kompakter als die aus dem Stand der Technik bekannten Fluggeräte ausgeführt werden kann. Der Durchmesser des Fluggeräts kann durch diese Maßnahme in vorteilhafter Weise um etwa 30 % reduziert werden. Dadurch, dass mindestens drei Antriebseinheiten mit jeweils zwei Rotoren vorgesehen sind, kann eine effiziente Positions- und Lagereglung für das Fluggerät zur Verfügung gestellt werden. Das Vorsehen von mindestens zwei Rotoren pro Antriebseinheit hat darüber hinaus den Vorteil einer verbesserten Redundanz. Wenn zum Beispiel ein Rotor der Antriebseinheit während des Betriebs des Fluggeräts ausfällt, kann der verbleibende zweite Rotor ausreichenden Schub zur Verfügung stellen, um das Fluggerät zu bewegen beziehungsweise in

seiner Position zu halten. Vorzugsweise sind die Elektromotoren bürstenlos und getriebelos ausgeführt. Die Mittel zur autonomen Lage- und Positionsregelung des Fluggeräts können neben einer zentralen Steuereinheit beispielsweise Kreisel- und Beschleunigungssensoren aufweisen. Ferner kann das Fluggerät vorzugsweise eines oder mehrere der nachstehend genannten Sensormittel (auch in Kombination) aufweisen:

- Drehratensensoren,
- Beschleunigungssensoren,
- barometrische Sensoren,
- magnetometrische Sensoren,
- Ultraschallsensoren,
- GPS-Sensoren,
- optische Sensoren.

In einer bevorzugten Ausführungsform besteht die Möglichkeit, dass die ersten Rotoren von wenigstens zwei Antriebseinheiten eine gemeinsame Rotationsebene aufweisen. Es besteht insbesondere auch die Möglichkeit, dass die ersten Rotoren aller Antriebseinheiten eine gemeinsame Rotationsebene aufweisen, um die Flugeigenschaften des Fluggeräts zu verbessern.

In einer bevorzugten Ausführungsform besteht die Möglichkeit, dass die zweiten Rotoren von wenigstens zwei Antriebseinheiten eine gemeinsame Rotationsebene aufweisen. Des Weiteren besteht in einer besonders bevorzugten Ausführungsform die Möglichkeit, dass die zweiten Rotoren aller Antriebseinheiten eine gemeinsame Rotationsebene aufweisen. Durch diese Maßnahme können die Flugeigenschaften des Fluggeräts weiter verbessert werden.

Die Rotationsebenen der ersten und zweiten Rotoren können insbesondere im Wesentlichen parallel zueinander orientiert sein.

Vorzugsweise sind die ersten und zweiten Rotoren mindestens einer der Antriebseinheiten in axialer Richtung voneinander beabstandet. Es besteht in einer vorteilhaften Ausführungsform auch die Möglichkeit, dass die ersten und zweiten Rotoren jeder der mindestens drei Antriebseinheiten in axialer Richtung voneinander beabstandet sind.

In einer bevorzugten Ausführungsform können die ersten und zweiten Rotoren mindestens einer der Antriebseinheiten koaxial angeordnet sein. Es ist besonders bevorzugt, dass die ersten und zweiten Rotoren jeder der mindestens drei Antriebseinheiten koaxial angeordnet sind.

Es besteht in einer vorteilhaften Ausführungsform die Möglichkeit, dass das Fluggerät einen Träger für die Antriebseinheiten aufweist, der eine Anzahl von Tragarmen umfasst, an der jeweils mindestens eine der Antriebseinheiten angebracht ist. Die Tragarme können sich zum Beispiel von einem Mittelpunkt des Trägers in radialer Richtung weg erstrecken.

Der Träger kann in einer bevorzugten Ausführungsform einen Grundkörper umfassen, an dem die Tragarme angebracht sind. Innerhalb des Grundkörpers können zum Beispiel Teile der zentralen Steuereinheit, Sensormittel, Sender- und Empfängermittel für eine Kommunikation des Fluggeräts mit einer Bodenstation untergebracht sein.

Um die Montage beziehungsweise Demontage des Fluggeräts zu vereinfachen, besteht die Möglichkeit, dass die Tragarme,

insbesondere mittels Schnellverschlüssen, lösbar am Grundkörper angebracht sind.

Um Beschädigungen der Rotoren der Antriebseinheiten bei einer Kollision mit einem Hindernis zu vermeiden, sieht eine besonders bevorzugte Ausführungsform vor, dass das Fluggerät eine Kollisionsschutzeinrichtung für die Rotoren umfasst. Durch diese Maßnahme kann zum Beispiel verhindert werden, dass einer der Rotoren bei einer Berührung eines Hindernisses bricht.

Um die Demontage des Fluggeräts zu vereinfachen, besteht in einer vorteilhaften Ausführungsform die Möglichkeit, dass die Kollisionsschutzeinrichtung lösbar am Träger, insbesondere lösbar an den Tragarmen angebracht ist. Beispielsweise können eine oder mehr Steck- oder Clipsverbindungen vorgesehen sein, um die Kollisionsschutzeinrichtung lösbar an den Tragarmen anzubringen.

Die Kollisionsschutzeinrichtung kann in einer vorteilhaften Ausführungsform mindestens einen Rotorschuttring umfassen, der sich entlang des Außenumfangs des Fluggeräts erstreckt. Es besteht beispielsweise auch die Möglichkeit, dass die Kollisionsschutzeinrichtung einen ersten Rotorschuttring und einen zweiten Rotorschuttring umfasst, die sich entlang des Außenumfangs des Fluggeräts erstrecken. In einer weiteren Variante können auch mehr als zwei Rotorschuttringe vorgesehen sein. Der beziehungsweise die Rotorschuttringe können beispielsweise aus Kunststoff hergestellt sein.

Vorzugsweise sind die Rotorschuttringe im Wesentlichen parallel zueinander orientiert. Darüber hinaus können die Rotorschuttringe über eine Anzahl von Haltetraversen miteinander verbunden sein. Die Haltetraversen, die sich vorzugsweise orthogonal zur Ebene der

Rotorschutzringe erstrecken, können lösbar an den Tragarmen angebracht sein.

Um Beschädigungen des Fluggeräts bei der Landung zu verhindern, kann in einer vorteilhaften Ausführungsform vorgesehen sein, dass das Fluggerät ein Landegestell aufweist, das vorzugsweise ansteckbar und damit lösbar ausgebildet ist.

Mit Hilfe des hier vorgestellten Fluggeräts können unterschiedliche Nutzlasten transportiert werden. Beispielsweise können mit dem Fluggerät eine oder mehrere Kameras und/oder Sensoren für die Umweltanalytik transportiert werden, um Luftaufnahmen zu machen oder Umweltanalyse-Daten zu erfassen.

Damit die Nutzlasten, die mittels des Fluggeräts transportiert werden können, auf einfache Weise ausgetauscht werden können, wird in einer besonders vorteilhaften Ausführungsform vorgeschlagen, dass das Fluggerät ein austauschbares Nutzlastmodul aufweist.

Weitere Merkmale und Vorteile der vorliegenden Erfindung werden deutlich anhand der nachfolgenden Beschreibung bevorzugter Ausführungsbeispiele unter Bezugnahme auf die beiliegenden Abbildungen. Darin zeigen

Fig. 1 eine schematische Darstellung des grundlegenden Funktionsprinzips eines Fluggeräts gemäß der vorliegenden Erfindung;

Fig. 2 eine perspektivische Ansicht eines Fluggeräts gemäß einem bevorzugten Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung.

Zunächst wird auf Fig. 1 Bezug genommen, in der das grundlegende Funktionsprinzip eines Fluggeräts 1, das gemäß der vorliegenden Erfindung als so genannte Mikrodrohne ausgeführt ist, schematisch stark vereinfacht dargestellt ist.

Das Fluggerät 1 weist einen Träger 2 auf, der in diesem Ausführungsbeispiel drei Tragarme 20, 21, 22 aufweist, die sich von einem gemeinsamen Mittelpunkt in radialer Richtung nach außen erstrecken. An jedem der drei Tragarme 20, 21, 22 ist jeweils eine Antriebseinheit 30, 31, 32 angeordnet. Jede der drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 umfasst einen ersten Rotor 40 und einen zweiten Rotor 41, die in Fig. 1 nur schematisch als Ellipsen angedeutet sind. Man erkennt, dass die ersten und zweiten Rotoren 40, 41 der Antriebseinheiten 30, 31, 32 in diesem Ausführungsbeispiel jeweils koaxial angeordnet sind. Die ersten und zweiten Rotoren 40, 41 der Antriebseinheiten 30, 31, 32 sind dabei in axialer Richtung derart voneinander beabstandet, dass während des Betriebs des Fluggeräts 1 die ersten Rotoren 40 aller Antriebseinheiten 30, 31, 32 gemeinsam in einer ersten Rotationsebene 11 und die zweiten

Rotoren 41 gemeinsam in einer zweiten Rotationsebene 12 rotieren, die im Wesentlichen parallel zur ersten Rotationsebene 11 orientiert ist.

Jede der drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 weist in diesem Ausführungsbeispiel zwei drehzahlgesteuerte, vorzugsweise getriebelos ausgeführte Elektromotoren 50, 51 auf, die insbesondere elektronisch kommutierte Gleichstrommotoren sein können. Jedem Rotor 40, 41 der Antriebseinheiten 30, 31 ist in diesem Ausführungsbeispiel somit jeweils ein drehzahlgesteuerter Elektromotor 50, 51 zugeordnet.

Während des Betriebs des Fluggeräts 1 drehen sich die ersten Rotoren 40 und die zweiten Rotoren 41 der Antriebseinheiten 30, 31 gegenläufig. Wie in Fig. 1 durch Pfeile angedeutet, können sich die ersten Rotoren 40 der drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 in der Rotationsebene 11 beispielsweise gegen den Uhrzeigersinn drehen, während sich deren zweite Rotoren 41 in der Rotationsebene 12 im Uhrzeigersinn drehen.

Durch eine individuelle Stellung der Drehzahlen der Elektromotoren 50, 51 jeder der drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 können sowohl die Position als auch die Bewegung des Fluggeräts 1 gesteuert werden. Das Fluggerät 1 weist zu diesem Zweck eine hier nicht explizit gezeigte zentrale Steuerungseinheit auf, die mit den drehzahlgesteuerten Elektromotoren 50, 51 gekoppelt ist, so dass diese individuell angesteuert werden können. Jedem Elektromotor 50, 51 ist vorzugsweise ein Drehzahlsteller zugeordnet, der mit der zentralen Steuerungseinheit verbunden ist, so dass die Drehzahlen sämtlicher Elektromotoren 50, 51 der Antriebseinheiten 30, 31, 32 individuell gesteuert verändert werden können. Zur Erfassung von Flug- und Betriebsdaten des Fluggeräts 1 sind geeignete Sensormittel

vorgesehen, auf die weiter unten noch näher eingegangen werden soll.

Durch die vorstehend beschriebenen Maßnahmen und durch eine entsprechende programmtechnische Einrichtung der Software der zentralen Steuerungseinheit kann eine autonome Lage- und Positionsregelung des Fluggeräts 1 erreicht werden. Das hier vorgestellte Fluggerät 1 kann zum Beispiel einen Schwebeflug durchführen. Die zentrale Steuerungseinheit erlaubt die Steuerbarkeit des Fluggeräts 1 in allen drei Raumrichtungen und darüber hinaus eine Drehung des Fluggeräts 1 um dessen Hochachse. Dies erfolgt durch eine individuelle Änderung und Anpassung der Drehzahlen der Elektromotoren 50, 51 der Antriebseinheiten 30, 31, 32 an die jeweilige Flugsituation.

Durch den konstruktiven Aufbau des Fluggeräts 1 mit drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 mit jeweils zwei koaxial angeordneten Rotoren 40, 41, die sich während des Betriebs gegenläufig in entgegengesetzten Drehrichtungen drehen, kann ein Fluggerät 1 zur Verfügung gestellt werden, das eine im Vergleich zu den aus dem Stand der Technik bekannten Fluggeräten, die üblicherweise vier oder mehr Antriebseinheiten aufweisen, kompaktere Bauform besitzt. Dadurch kann erreicht werden, dass eine große Nutzlast über eine vergleichsweise lange Flugzeit bewegt werden kann. Das Vorsehen von zwei drehzahlgesteuerten Elektromotoren 50, 51 pro Antriebseinheit 30, 31 hat darüber hinaus den Vorteil, dass das Fluggerät 1 eine verbesserte Redundanz besitzt. Fällt zum Beispiel einer der drehzahlgesteuerten Elektromotoren 50, 51 einer der Antriebseinheiten 30, 31, 32 aus, kann der zweite Elektromotor 50, 51 noch ausreichend Schub zur Verfügung stellen, um zu verhindern, dass das Fluggerät 1 unkontrollierbar wird und beispielsweise abstürzt.

Wie bereits oben erwähnt, weist das Fluggerät 1 mehrere Sensormittel auf, damit zum Beispiel die Position des Fluggeräts 1 sowie die aktuellen Flug- und Betriebsdaten erfasst werden können. Zum Beispiel kann das Fluggerät 1 eines oder mehrere der nachstehend genannten Sensormittel (auch in Kombination) aufweisen:

- Drehratensensoren
- Beschleunigungssensoren,
- barometrische Sensoren,
- magnetometrische Sensoren,
- Ultraschallsensoren,
- GPS-Sensoren,
- optische Sensoren.

Die während des Betriebs des Fluggeräts 1 von den Sensormitteln erfassten Messdaten werden der zentralen Steuerungseinheit zugeführt und von dieser weiterverarbeitet. Sofern erforderlich, sendet die zentrale Steuerungseinheit dann individuelle Stellsignale an die Elektromotoren 50, 51, 52 der Antriebseinheiten 30, 31, 32, um deren Drehzahlen individuell zu ändern.

Mit Hilfe des hier vorgestellten Fluggeräts 1 können unterschiedliche Nutzlasten, wie zum Beispiel eine oder mehrere Kameras oder Sensoren zur Erfassung von Umweltdaten (Gassensoren, radiologische Sensoren oder dergleichen), transportiert werden. Vorzugsweise weist das Fluggerät 1 ein austauschbares Nutzlastmodul auf, das insbesondere lösbar am Träger 2 angebracht sein kann, damit die Nutzlast einfach und schnell ausgetauscht werden kann.

Ferner umfasst das Fluggerät 1 Sender- und Empfängermittel, die dazu geeignet sind, Daten (beispielsweise ein Videosignal der Kamera und/oder Sensorsignale) vom Fluggerät 1 zu einer Bodensende- und -empfangsstation zu übertragen beziehungsweise Steuersignale von der Bodensende- und -empfangsstation zu empfangen.

In Fig. 2 ist ein bevorzugtes Ausführungsbeispiel des in Fig. 1 lediglich schematisch stark vereinfacht dargestellten Fluggeräts 1 perspektivisch gezeigt. Das Fluggerät 1 ist eine Mikrodrohne, die hinsichtlich ihrer Baugröße so kompakt ausgeführt ist, dass sie beispielsweise auch in Gebäude einfliegen kann.

Man erkennt wiederum einen Träger 2, der in diesem Ausführungsbeispiel einen zentralen, im Wesentlichen zylindrisch geformten Grundkörper 23 aufweist. An einer äußeren Mantelfläche des Grundkörpers 23 sind drei Tragarme 20, 21, 22 angebracht, die sich in radialer Richtung vom Grundkörper 23 weg erstrecken. Damit das Fluggerät 1 bei Bedarf wieder demontiert werden kann, sind die drei Tragarme 20, 21, 22 in diesem Ausführungsbeispiel lösbar am Grundkörper 23 angebracht. Um die Montage beziehungsweise die Demontage des Fluggeräts 1 zu vereinfachen, können die Tragarme 20, 21, 22 vorzugsweise mit Hilfe von Schnellverschlüssen formschlüssig am Grundkörper 23 angebracht sein.

An jedem der drei Tragarme 20, 21, 22 ist wiederum eine von insgesamt drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 angebracht. Jede der drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 umfasst jeweils einen ersten zweiblättrigen Rotor 40 und einen zweiten zweiblättrigen Rotor 41, der vom ersten Rotor 40 beabstandet ist. Die beiden Rotoren 40, 41 der Antriebseinheiten 30, 31, 32 sind jeweils koaxial übereinander angeordnet, wobei während des Betriebs des Fluggeräts 1 gemäß

dem oben unter Bezugnahme auf Fig. 1 erläuterten grundlegenden Funktionsprinzip die ersten Rotoren 40 aller Antriebseinheiten 30, 31, 32 in einer gemeinsamen Rotationsebene rotieren und die zweiten Rotoren 41 der Antriebseinheiten 30, 31, 32 ebenfalls in einer gemeinsamen Rotationsebene rotieren.

Jede der drei Antriebseinheiten 30, 31, 32 weist zwei drehzahlgesteuerte Elektromotoren 50, 51 auf, die jeweils einem der beiden Rotoren 40, 41 zugeordnet sind und diese während des Betriebs des Fluggeräts 1 unabhängig voneinander antreiben und in Rotation versetzen. Die drehzahlgesteuerten Elektromotoren 50, 51, die vorzugsweise getriebelos ausgeführt sind, können insbesondere elektronisch kommutierte Gleichstrommotoren sein. Wie oben bereits erwähnt, werden während des Betriebs des Fluggeräts 1 jeweils die ersten Rotoren 40 der Antriebseinheiten 30, 31, 32 gegenläufig zu den zweiten Rotoren 41 angetrieben. Die Gleichstrommotoren 50, 51 werden von der zentralen Steuerungseinheit des Fluggeräts 1 individuell angesteuert, um gegebenenfalls deren Drehzahlen zu verändern.

Um die Montage der Rotoren 40, 41 an den Tragarmen 20, 21, 22 zu vereinfachen, können vorzugsweise werkzeugfreie Montagemittel vorgesehen sein. Beispielsweise können Nuten mit einem O-Ring vorgesehen sein, die sich jeweils um einen Mitnehmerzapfen der Elektromotoren 50, 51 erstrecken. Der Grundkörper 23 kann beispielsweise eine elektrische Kennung zur Kodierung der Elektromotoren 50, 51 aufweisen, um dadurch den Zusammenbau des Fluggeräts 1 zu erleichtern.

Ferner weist das Fluggerät 1 ein Gehäuse 7 auf, in dem beispielsweise die Nutzlast, wie zum Beispiel eine Kamera, Sensoren zur Erfassung von Umweltdaten oder dergleichen, untergebracht sein

-13-

können. Im Gehäuse 7 oder im Grundkörper 23 des Trägers 1 können beispielsweise die zentrale Steuerungseinheit, ein oder mehrere Sensormittel sowie Sender- und Empfängermitel untergebracht sein.

Damit die Position sowie aktuelle Flugdaten des Fluggeräts 1 erfasst werden können, weist dieses eines oder mehrere der nachstehend beispielhaft aufgeführten Sensormittel (auch in Kombination) auf:

- Drehratensensoren
- Beschleunigungssensoren,
- barometrische Sensoren,
- magnetometrische Sensoren,
- Ultraschallsensoren,
- GPS-Sensoren,
- optische Sensoren.

Damit eine Beschädigung der Rotoren 40, 41 bei einer Kollision mit einem Hindernis vermieden werden kann, weist das Fluggerät 1 in diesem Ausführungsbeispiel eine Rotorschutzeinrichtung 6 auf, die sich entlang des Außenumfangs des Fluggeräts 1 erstreckt. Die Rotorschutzeinrichtung 6 weist einen ersten Rotorschutzring 60 und einen zweiten Rotorschutzring 61 auf, die mit Hilfe von drei Haltetraversen 8 in axialer Richtung voneinander beabstandet sind. Die beiden Schutzringe 60, 61 sind vorzugsweise lösbar - beispielsweise über eine Steck- oder Clipsverbindung - an den Haltetraversen 8 angebracht. Die Haltetraversen 8 können ihrerseits ebenfalls lösbar - beispielsweise über eine Steck- oder eine Clipsverbindung - an den Tragarmen 20, 21, 22 angebracht sein.

Das Fluggerät 1 kann an seiner Unterseite ferner ein hier nicht explizit dargestelltes, vorzugsweise ansteckbares Landegestell

umfassen, das unter anderem eine Beschädigung des Fluggeräts 1 bei der Landung verhindern kann.

Patentansprüche:

1. Fluggerät (1), umfassend

- mindestens drei Antriebseinheiten (30, 31, 32), die jeweils einen ersten Rotor (40) und einen ersten drehzahlgesteuerten Elektromotor (50) aufweisen, geeignet, den ersten Rotor (40) während des Betriebs des Fluggeräts (1) anzutreiben,
- Mittel zur autonomen Lage- und Positionsregelung des Fluggeräts (1),

dadurch gekennzeichnet, dass jede der Antriebseinheiten (30, 31, 32) mindestens einen zweiten Rotor (41) und mindestens einen zweiten drehzahlgesteuerten Elektromotor (51) aufweist, geeignet, den zweiten Rotor (41) während des Betriebs des Fluggeräts (1) in einer Drehrichtung anzutreiben, die entgegengesetzt zur Drehrichtung des ersten Rotors (40) der jeweiligen Antriebseinheit (30, 31, 32) ist.

2. Fluggerät (1) nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die ersten Rotoren (40) von wenigstens zwei Antriebseinheiten (30, 31, 32) eine gemeinsame Rotationsebene (11) aufweisen.
3. Fluggerät (1) nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die ersten Rotoren (40) aller Antriebseinheiten (30, 31, 32) eine gemeinsame Rotationsebene (11) aufweisen.
4. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass die zweiten Rotoren (41) von wenigstens

zwei Antriebseinheiten (30, 31, 32) eine gemeinsame Rotationsebene (12) aufweisen.

5. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, dass die zweiten Rotoren (41) aller Antriebseinheiten (30, 31, 32) eine gemeinsame Rotationsebene (12) aufweisen.
6. Fluggerät (1) nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, dass die Rotationsebenen (11, 12) der ersten und zweiten Rotoren (40, 41) im Wesentlichen parallel zueinander orientiert sind.
7. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, dass die ersten und zweiten Rotoren (40, 41) mindestens einer der Antriebseinheiten (30, 31, 32) in axialer Richtung voneinander beabstandet sind.
8. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass die ersten und zweiten Rotoren (40, 41) jeder der mindestens drei Antriebseinheiten (30, 31, 32) in axialer Richtung voneinander beabstandet sind.
9. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 8, dadurch gekennzeichnet, dass die ersten und zweiten Rotoren (40, 41) mindestens einer der Antriebseinheiten (30, 31, 32) koaxial angeordnet sind.
10. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, dass die ersten und zweiten Rotoren (40, 41) jeder der Antriebseinheiten (30, 31, 32) koaxial angeordnet sind.

11. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 10, dadurch gekennzeichnet, dass das Fluggerät (1) einen Träger (2) für die Antriebseinheiten (30, 31, 32) aufweist, der eine Anzahl von Tragarmen (20, 21, 22) umfasst, an der jeweils mindestens eine der Antriebseinheiten (30, 31) angebracht ist.
12. Fluggerät (1) nach Anspruch 11, dadurch gekennzeichnet, dass sich die Tragarme (20, 21, 22) von einem Mittelpunkt des Trägers (2) in radialer Richtung weg erstrecken.
13. Fluggerät (1) nach Anspruch 11 oder 12, dadurch gekennzeichnet, dass der Träger (2) einen Grundkörper (23) umfasst, an dem die Tragarme (20, 21, 22) angebracht sind.
14. Fluggerät (1) nach Anspruch 13, dadurch gekennzeichnet, dass die Tragarme (20, 21, 22), insbesondere mittels Schnellverschlüssen, lösbar am Grundkörper (23) angebracht sind.
15. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 14, dadurch gekennzeichnet, dass das Fluggerät (1) eine Kollisionsschutzeinrichtung (6) für die Rotoren (40, 41) umfasst.
16. Fluggerät (1) nach Anspruch 15, dadurch gekennzeichnet, dass die Kollisionsschutzeinrichtung (6) lösbar am Träger (2), insbesondere lösbar an den Tragarmen (20, 21, 22) angebracht ist.
17. Fluggerät (1) nach Anspruch 15 oder 16, dadurch gekennzeichnet, dass die Kollisionsschutzeinrichtung (6) mindestens einen Rotorschuttring (60, 61) umfasst, der sich entlang des Außenumfangs des Fluggeräts (1) erstreckt.

18. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 15 bis 17, dadurch gekennzeichnet, dass die Kollisionsschutzeinrichtung (6) einen ersten Rotorschutzring (60) und einen zweiten Rotorschutzring (61) umfasst, die sich entlang des Außenumfangs des Fluggeräts (1) erstrecken.
19. Fluggerät (1) nach Anspruch 18, dadurch gekennzeichnet, dass die Rotorschutzringe (60, 61) im Wesentlichen parallel zueinander orientiert sind.
20. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 18 oder 19, dadurch gekennzeichnet, dass die Rotorschutzringe (60, 61) über eine Anzahl von Haltetraversen (8) miteinander verbunden sind.
21. Fluggerät (1) nach Anspruch 20, dadurch gekennzeichnet, dass die Haltetraversen (8) lösbar an den Tragarmen (20, 21, 22) angebracht sind.
22. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 21, dadurch gekennzeichnet, dass das Fluggerät (1) ein Landegestell aufweist.
23. Fluggerät (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 22, dadurch gekennzeichnet, dass das Fluggerät (1) ein austauschbares Nutzlastmodul aufweist.

Fig. 1

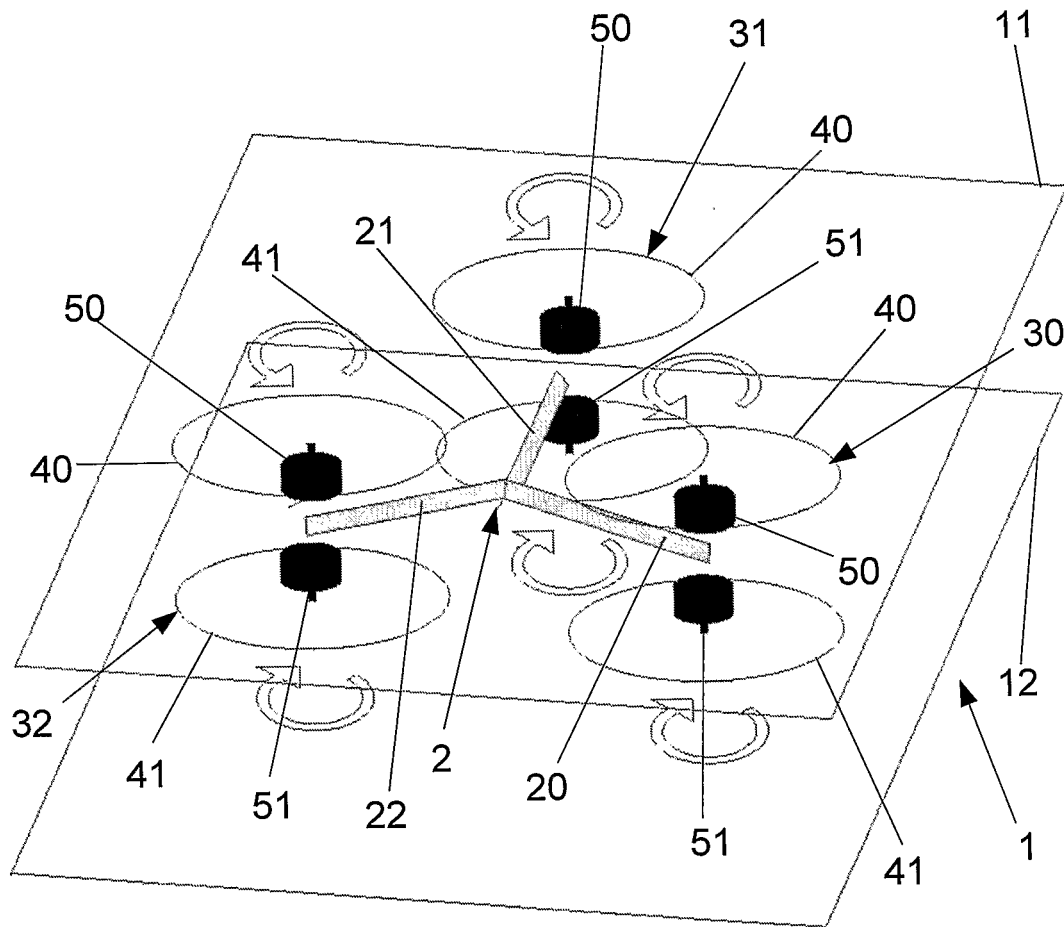
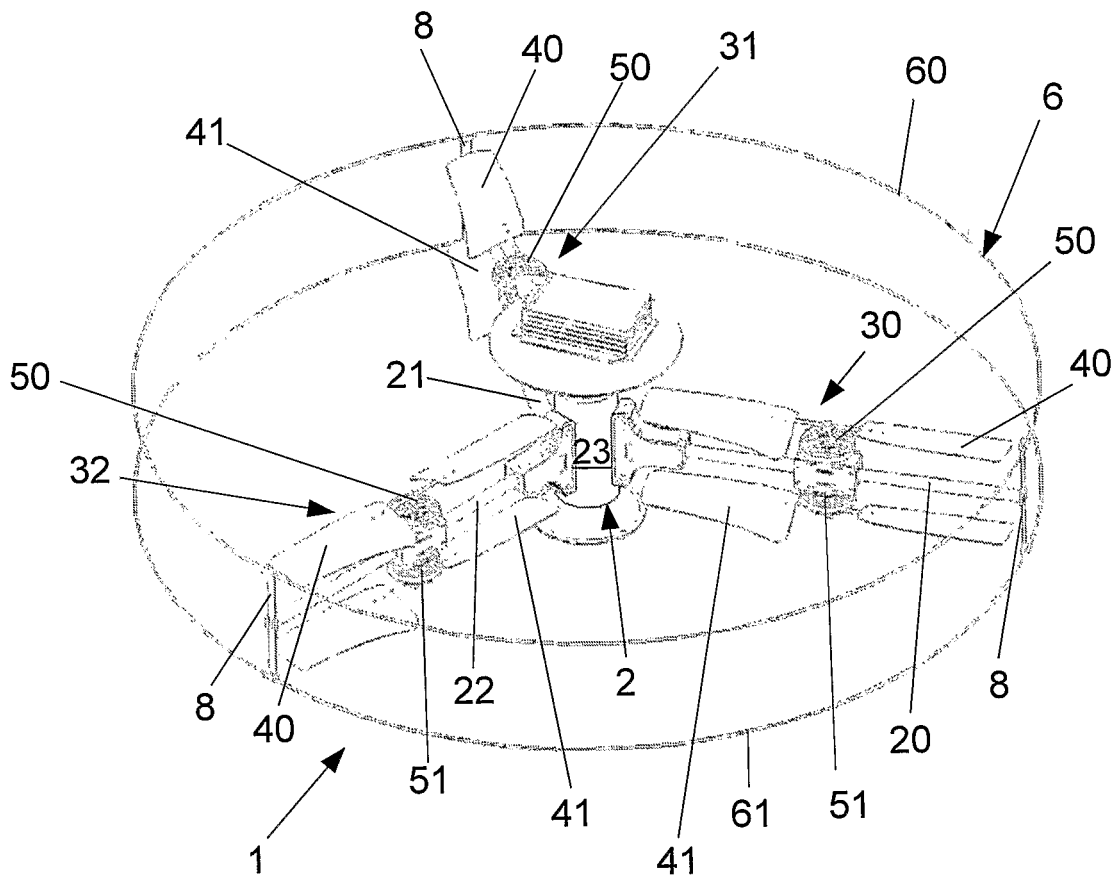


Fig. 2



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/DE2007/000592

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64C27/10 B64C27/20

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)
B64C A63H

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, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 2006/049304 A1 (SANDERS JOHN K JR [US] ET AL SANDERS JR JOHN K [US] ET AL) 9 March 2006 (2006-03-09)	1-10,22, 23
Y	abstract figures 10,14-17 paragraphs [0010], [0050], [0059], [0064] - [0069], [0114]	11-21
Y	DE 20 2005 004698 U1 (DOLCH STEFAN [DE]) 16 June 2005 (2005-06-16) the whole document	11-21
A	DE 201 20 758 U1 (JAHNS CHRISTIAN [DE]) 1 August 2002 (2002-08-01) pages 3,4 figures 1-3	1-23
	----- -/--	

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

8 August 2007

Date of mailing of the international search report

22/08/2007

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Cesaro, Ennio

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/DE2007/000592

C(Continuation). 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 010336 A1 (DOLCH STEFAN [DE]) 11 May 2006 (2006-05-11) abstract figures 1-4	1-23
A	FR 2 146 918 A3 (MARCHETTI CHARLES [FR]) 9 March 1973 (1973-03-09) page 1, line 14 - page 4, line 7 figure 1	1-23
A	US 2006/016930 A1 (PAK STEVE [US]) 26 January 2006 (2006-01-26) abstract figure 9b paragraph [0052]	1-23
P,X	WO 2006/112578 A (OH WON-SUP [KR]) 26 October 2006 (2006-10-26) abstract paragraphs [0036], [0038], [0041] figures 6,12,13	1-13, 15-19, 22,23

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No PCT/DE2007/000592

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2006049304 A1	09-03-2006	US 2007034738 A1	15-02-2007
DE 202005004698 U1	16-06-2005	NONE	
DE 20120758 U1	01-08-2002	NONE	
DE 102005010336 A1	11-05-2006	WO 2006048205 A1	11-05-2006
FR 2146918 A3	09-03-1973	DE 2234524 A1	08-02-1973
US 2006016930 A1	26-01-2006	NONE	
WO 2006112578 A	26-10-2006	KR 20060110471 A	25-10-2006

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Internationales Aktenzeichen

PCT/DE2007/000592

A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDES
 INV. B64C27/10 B64C27/20

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

B. RECHERCHIERTE GEBIETE

Recherchierter Mindestprüfstoff (Klassifikationssystem und Klassifikationssymbole)
 B64C A63H

Recherchierte, aber nicht zum Mindestprüfstoff 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, WPI Data

C. ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
X	US 2006/049304 A1 (SANDERS JOHN K JR [US] ET AL SANDERS JR JOHN K [US] ET AL) 9. März 2006 (2006-03-09)	1-10,22, 23
Y	Zusammenfassung Abbildungen 10,14-17 Absätze [0010], [0050], [0059], [0064] - [0069], [0114]	11-21
Y	DE 20 2005 004698 U1 (DOLCH STEFAN [DE]) 16. Juni 2005 (2005-06-16) das ganze Dokument	11-21
A	DE 201 20 758 U1 (JAHNS CHRISTIAN [DE]) 1. August 2002 (2002-08-01) Seiten 3,4 Abbildungen 1-3	1-23
	----- -/--	

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 nahelegend ist
- *Z* Veröffentlichung, die Mitglied derselben Patentfamilie ist

Datum des Abschlusses der internationalen Recherche	Absenddatum des internationalen Recherchenberichts
8. August 2007	22/08/2007
Name und Postanschrift der Internationalen Recherchenbehörde Europäisches Patentamt, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016	Bevollmächtigter Bediensteter Cesaro, Ennio

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Internationales Aktenzeichen

PCT/DE2007/000592

C. (Fortsetzung) ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
A	DE 10 2005 010336 A1 (DOLCH STEFAN [DE]) 11. Mai 2006 (2006-05-11) Zusammenfassung Abbildungen 1-4 -----	1-23
A	FR 2 146 918 A3 (MARCHETTI CHARLES [FR]) 9. März 1973 (1973-03-09) Seite 1, Zeile 14 - Seite 4, Zeile 7 Abbildung 1 -----	1-23
A	US 2006/016930 A1 (PAK STEVE [US]) 26. Januar 2006 (2006-01-26) Zusammenfassung Abbildung 9b Absatz [0052] -----	1-23
P, X	WO 2006/112578 A (OH WON-SUP [KR]) 26. Oktober 2006 (2006-10-26) Zusammenfassung Absätze [0036], [0038], [0041] Abbildungen 6,12,13 -----	1-13, 15-19, 22,23

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/DE2007/000592

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
US 2006049304 A1	09-03-2006	US 2007034738 A1	15-02-2007
DE 202005004698 U1	16-06-2005	KEINE	
DE 20120758 U1	01-08-2002	KEINE	
DE 102005010336 A1	11-05-2006	WO 2006048205 A1	11-05-2006
FR 2146918 A3	09-03-1973	DE 2234524 A1	08-02-1973
US 2006016930 A1	26-01-2006	KEINE	
WO 2006112578 A	26-10-2006	KR 20060110471 A	25-10-2006