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

(19) Weltorganisation für geistiges Eigentum
Internationales Büro

(43) Internationales Veröffentlichungsdatum
12. September 2002 (12.09.2002)

PCT

(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
WO 02/070094 A2

(51) Internationale Patentklassifikation[7]: A63H

(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/EP02/02154

(22) Internationales Anmeldedatum:
28. Februar 2002 (28.02.2002)

(25) Einreichungssprache: Deutsch

(26) Veröffentlichungssprache: Deutsch

(30) Angaben zur Priorität:
101 10 659.9 6. März 2001 (06.03.2001) DE
101 25 734.1 16. Mai 2001 (16.05.2001) DE

(71) Anmelder und
(72) Erfinder: **VOGEL, Heribert** [DE/DE]; Mozartstr. 1/1, 71711 Steinheim (DE).

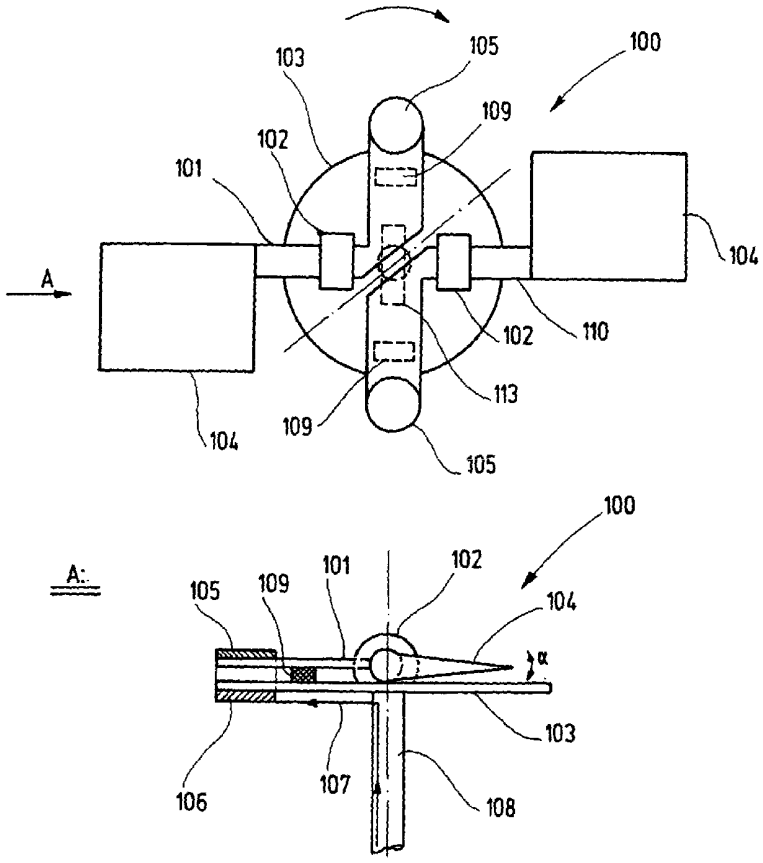
(74) Anwalt: **WINTER, Martina**; Kirchstraße 4/6, 71364 Winnenden (DE).

(81) Bestimmungsstaaten *(national)*: AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NO, NZ, OM, PH, PL, PT, RO, RU,

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

(54) **Title:** REMOTE CONTROL FLYING MACHINE

(54) **Bezeichnung:** FERNSTEUERBARES FLUGGERÄT



(57) Abstract: The invention relates to a remote control flying machine, in particular a remote control ultralight helicopter, with at least one rotor blade (104), the pitch (α) of which may be adjusted. According to the invention, the adjustment of the pitch (α) of the at least one rotor blade is achieved by means of a force, in particular a torsion force directly applied to the rotation axis of the rotor blade. Said force is generated by a magnetic field, variable by the electrical control of at least one coil (196) which is not part of an electric motor.

(57) Zusammenfassung: Die Erfindung betrifft ein fernsteuerbareres Fluggerät, insbesondere einen fernsteuerbaren Ultraleichthelikopter, mit zumindest einem Rotorblatt (104), dessen Anstellwinkel (α) einstellbar ist. Erfindungsgemäss ist vorgesehen, dass die Einstellung des Anstellwinkels (α) des zumindest einen Rotorblattes (104) durch eine Kraft, insbesondere eine direkt in die Rotationsachse des Rotorblattes eingebrachte Torsionskraft, erfolgt, die über ein Magnetfeld erzeugt wird, das durch die elektrische Ansteuerung von zumindest einer Spule (196) variierbar ist, die nicht Bestandteil eines Elektromotors ist.

WO 02/070094 A2

SD, SE, SG, SI, SK, SL, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

(84) **Bestimmungsstaaten** *(regional)*: ARIPO-Patent (GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasisches Patent (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europäisches Patent (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, TR), OAPI-Patent (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Veröffentlicht:

— *ohne internationalen Recherchenbericht und erneut zu veröffentlichen nach Erhalt des Berichts*

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.

Fernsteuerbares Fluggerät

Die vorliegende Erfindung betrifft ein fernsteuerbares Fluggerät, insbesondere einen fernsteuerbaren Ultraleichtmodellhelikopter, mit zumindest einem Rotorblatt, dessen Anstellwinkel einstellbar ist.

Stand der Technik

Beispielsweise im Zusammenhang mit Modellhelikoptern ist es bekannt, den Auftrieb sowie Nick-/Roll des Hauptrotors über ein komplexes Gestänge zu steuern, das an Servomotoren angeschlossen ist. Zum Antrieb des Heckrotors sind insbesondere zwei Lösungen üblich. Bei der ersten Lösung erfolgt die Verbindung des Heckrotors mit dem Hauptantrieb über ein Getriebe, das durch einen Servomotor gesteuert wird, eine optionale Kupplung und eine Abtriebswelle. Bei der zweiten Lösung wird der Heckrotor von einem separaten Motor angetrieben. Die erste Lösung wird üblicherweise herangezogen, wenn ein Verbrennungsmotor als Hauptantrieb verwendet wird. Ein zweiter, nur für den Antrieb des Heckrotors vorgesehener Verbrennungsmotor wäre, insbesondere im Bereich des Heckrotors, zu schwer. Ein Elektromotor benötigt einen aufwendigen

Generator oder schwere Akkus. Die zweite Lösung wird insbesondere bei elektrisch angetriebenen Modellen eingesetzt, weil als Antrieb für den Heckrotor aufgrund der geringen benötigten Leistung derzeit ausschließlich Elektromotoren verwendet werden können. Ferner ist es bekannt, das Gyro-System, das zur Stabilisierung um die Hauptrotorwelle den Heckrotorschub regelt (beziehungsweise weitere Raumachsen wie beispielsweise Nick oder Roll), als ein separates System in einem eigenen Gehäuse vorzusehen, das an das Gesamtsystem angeschlossen werden kann.

Die beschriebenen konstruktiven Ausführungen haben zur Folge, dass herkömmliche Konstruktionen relativ schwergewichtig sind, weil sie neben den genannten konstruktiven Merkmalen besonders hinsichtlich Steifheit und Festigkeit dahingehend optimiert sind, einen eventuellen Absturz zu überstehen ohne größeren Schaden zu nehmen. Jedes Mehrgewicht benötigt wiederum stärkere und dadurch notwendigerweise schwerere Motoren und deren Energieversorgung, wie zum Beispiel Akkus. Dies führt dazu dass bisher beispielsweise kein kommerzielles Angebot von Modellhelikoptern mit einem Gewicht < 200 Gramm existiert. Die Helikopter, die diese Grenze erreichen, basieren noch auf herkömmlicher Technologie und werden oft als sogenannte Indoor-Helikopter angeboten. Die Erfahrung zeigt jedoch, dass vor allem Fluganfänger Probleme haben, das Modell in Zimmerräumen erfolgreich zu steuern, daher sind mit Indoor eher Hallenräume gemeint. Bei Abstürzen nimmt das Modell trotz robuster Bauweise oftmals Schaden. Grund hierfür ist das immer noch recht hohe Gewicht und die damit verbundenen Trägheitskräfte

des Modellhelikopters. Um den Auftrieb des Hauptrotors variabel zu steuern (Pitch, Nick und Roll), wird in herkömmlichen Hauptrotorsteuerungen eine variable Steuerung des Anstellwinkels der Rotorblätter über Servomotoren, Taumelscheibe, Hillerpaddel und so weiter erreicht. Es sind zwar einzelne Prototypen von Modellhelikoptern bekannt, die bis zu 40-50 Gramm leicht sind, jedoch basieren auch diese Prototypen auf der herkömmlichen Technologie, sind entsprechend aufwendig herzustellen und sind daher für eine Serienfertigung ungeeignet.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, ein fernsteuerbares Fluggerät, insbesondere einen fernsteuerbaren Ultraleichtmodellhelikopter, anzugeben, das kostengünstig hergestellt und relativ einfach montiert werden kann und der gegenüber bekannten fernsteuerbaren Fluggeräten ein verringertes Gewicht aufweist.

Vorteile der Erfindung

Die vorstehend genannte Aufgabe wird durch die im Anspruch 1 angegebenen Merkmale gelöst.

Vorteilhafte Ausgestaltungen und Weiterbildungen der Erfindung ergeben sich aus den Unteransprüchen.

Das erfindungsgemäße fernsteuerbare Fluggerät baut auf dem gattungsgemäßen Stand der Technik dadurch auf, dass die Einstellung des Anstellwinkels des zumindest einen Rotorblattes, ohne Verwendung eines Elektromotors mit rotierenden Elementen, durch eine Kraft, insbesondere

eine direkt in die Rotationsachse des Rotorblattes eingebrachte Torsionskraft, erfolgt, die über ein Magnetfeld erzeugt wird, das durch die elektrische Ansteuerung von zumindest einer Spule variierbar ist. Durch die erfindungsgemäße Lösung kann auf beim Stand der Technik eingesetzte Servomotoren verzichtet werden, wodurch niedrigere Herstellungskosten und ein verringertes Gewicht erzielt werden. Bei bevorzugten Ausführungsformen wird die Spule derart angesteuert, dass sich der gewünschte Anstellwinkel ergibt, wenn sich die auf das Rotorblatt wirkenden Kräfte bezüglich dem Anstellwinkel im Gleichgewicht befinden. Dies erfolgt vorteilhafterweise in Form einer Regelung.

Die zumindest eine Spule wird vorzugsweise impulsförmig angesteuert. Dies ermöglicht beispielsweise eine volldigitale Steuerung beziehungsweise Regelung des Anstellwinkels.

Vorzugsweise ist vorgesehen, dass die die Einstellung des Anstellwinkels des zumindest einen Rotorblattes bewirkende Kraft über einen Verbindungswinkel als Torsionskraft in das Rotorblatt übertragen wird, der derart an dem zumindest einen Rotorblatt angelenkt ist, dass die Stellung des Verbindungswinkels den Anstellwinkel des zumindest einen Rotorblattes festlegt. In diesem Zusammenhang ist es beispielsweise denkbar, dass ein Verbindungswinkel einem Rotorblatt zugeordnet ist oder dass jedem Rotorblatt ein Verbindungswinkel zugeordnet ist. Die zuletzt genannte Lösung kommt insbesondere in Betracht, wenn mehrere Rotorblätter vorgesehen sind,

deren Anstellwinkel unabhängig voneinander einstellbar sind.

In diesem Zusammenhang ist vorzugsweise vorgesehen, dass der Verbindungshebel um eine Achse senkrecht zur Rotordrehachse schwenkbar ist. Dabei schneidet die Schwenkachse vorzugsweise die Rotorhauptachse.

Bei bestimmten Ausführungsformen des erfindungsgemäßen Fluggerätes kann vorgesehen sein, dass die zumindest eine Spule an einer Rotorplatte angeordnet ist, die mit einer Rotorachse in Verbindung steht. Bei einer derartigen Ausführungsform kann in vielen Fällen auf zur Kraftübertragung eingesetzte Stößel und dergleichen verzichtet werden.

Insbesondere in diesem Zusammenhang ist vorzugsweise vorgesehen, dass die elektrische Ansteuerung der zumindest einen Spule über Schleifkontakte erfolgt. Diese Schleifkontakte können beispielsweise an einer Rotorplatte angeordnet sein, die ein oder mehrere Rotorblätter lagert.

Insbesondere im vorstehend erwähnten Zusammenhang kann weiterhin vorgesehen sein, dass an zumindest einem Verbindungshebel zumindest ein Permanentmagnet angeordnet ist, der einen Beitrag zu dem Magnetfeld liefert. Ein derartiger Permanentmagnet kann weiterhin als Ausgleichsgewicht wirken und über die Zentrifugalkraft dazu beitragen, dass ein oder mehrere Rotorblätter bezüglich des Anstellwinkels in eine vorgegebene Stellung bewegt werden, beispielsweise in eine Ruhestellung oder in eine

Stellung in der bezüglich dem Anstellwinkel Kräftegleichgewicht herrscht. In diesem Zusammenhang können gegebenenfalls auch geeignete Anschlagelemente vorgesehen werden, beispielsweise zwischen einer Rotorplatte und einem Verbindungswinkel.

Die vorliegende Erfindung betrifft weiterhin Ausführungsformen, bei denen vorgesehen ist, dass die die Einstellung des Anstellwinkels des zumindest einem Rotorblattes bewirkende Kraft über zumindest einen Stößel übertragen wird. Ein derartiger Stößel ist vorzugsweise im Bereich der Drehachse des zumindest ein Rotorblatt aufweisenden Rotors angeordnet und kann sich beispielsweise in den Rumpf des Fluggerätes erstrecken, um dort mit nicht rotierenden Elementen zusammenzuwirken.

Insbesondere in diesem Zusammenhang kann weiterhin vorgesehen sein, dass der zumindest eine Stößel an dem Verbindungshebel angelenkt ist. Dies kann beispielsweise über einen abgewinkelten Abschnitt des Stößels und eine an dem Verbindungshebel vorgesehene Öse erfolgen. Je nach Anordnung der Öse entlang des radial geführten Teiles des Verbindungshebels ergibt sich somit auch ein Anschlag zwischen abgewinkeltem Abschnitt des Stößels und dem Verbindungswinkel wodurch ein maximaler Anstellwinkel festgelegt ist.

Zusätzlich oder alternativ kann vorgesehen sein, dass an dem zumindest einen Stößel zumindest ein Permanentmagnet angeordnet ist, der einen Beitrag zu dem Magnetfeld liefert. Diese Ausführungsform kommt, ohne darauf beschränkt zu sein, insbesondere dann in Frage, wenn der

Stößel im Rumpf des Fluggerätes mit nicht rotierenden Elementen zusammenwirkt.

Insbesondere im vorstehend erläuterten Zusammenhang kann weiterhin vorgesehen sein, dass die zumindest eine Spule an einem nicht rotierenden Element des Fluggerätes benachbart zu dem zumindest einen Permanentmagneten angeordnet ist. Dabei sind beispielsweise Lösungen denkbar, bei denen der Permanentmagnet an einem axialen Ende des Stößels oberhalb der Spule angeordnet ist oder bei denen die Spule bezogen auf den Stößel radial benachbart zum Permanentmagneten angeordnet ist.

Bei bestimmten Ausführungsformen des erfindungsgemäßen Fluggerätes kann vorgesehen sein, dass es zumindest zwei Rotorblätter aufweist, deren Anstellwinkel unabhängig voneinander einstellbar sind, und dass jedem der zumindest zwei Rotorblätter zumindest eine Spule zugeordnet ist. Wenn die Anstellwinkel der Rotorblätter durch eine entsprechende Ansteuerung der jeweiligen Spulen unabhängig voneinander eingestellt werden können, werden besonders vorteilhafte Flugeigenschaften erzielt.

Insbesondere in diesem Zusammenhang kann weiterhin vorgesehen sein, dass ein biegeelastisches Verbindungselement so die Verbindungswinkel paarweise verbindet, dass senkrecht zu den Rotationsachsen angreifende Zentrifugalkräfte sich aufheben und eine zusätzliche Rückstellkraft entsteht, die die Rotationsachsen in die Ursprungslage überführt.

Weiterhin kann bei dem Fernsteuerbares Fluggerät vorgesehen sein, dass die zwei mit den Rotorblättern verbundenen Verbindungshebel, deren Anstellwinkel unabhängig voneinander einstellbar ist, über ein biegeelastisches Element miteinander verbunden sind.

Weiterhin kann vorgesehen sein, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse koaxialen Auftriebsanteils (Pitch) umfasst, dass zumindest zwei Spulen, von denen jede einem Rotorblatt zugeordnet ist, jeweils derart angesteuert werden, dass die Anstellwinkel der zumindest zwei Rotorblätter gleichsinnig verändert werden. Diese gleichsinnige Veränderung beziehungsweise Einstellung der Anstellwinkel kann beispielsweise durch das Anlegen einer Gleichspannung an die zumindest eine Spule erfolgen, insbesondere einer gepulsten Gleichspannung, die durch volldigitale Mittel bereitgestellt werden kann.

Zusätzlich oder alternativ kann weiterhin vorgesehen sein, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse nicht-koaxialen Auftriebsanteils (Nick und/oder Roll) umfasst, dass zumindest zwei Spulen, von denen jede einem Rotorblatt zugeordnet ist, jeweils derart angesteuert werden, dass die Anstellwinkel der zumindest zwei Rotorblätter gegensinnig verändert werden. Dies kann beispielsweise erreicht werden, indem die beiden Rotorblätter gleichzeitig zu einem bestimmten Zeitpunkt innerhalb der Periodendauer des Hauptrotors immer wieder mit gegenpoligen Impulsen beaufschlagt werden. Dabei bestimmt die Länge dieser Impulse die Stärke der Nick-/Roll-Kräfte. In diesem Zusammenhang ist es vorteilhaft, um die Pitch- und die Nick-/Roll-Ansteuerung gleichzei-

tig zu erreichen, die Pitch- und Nick-/Roll-Impulse nicht einfach mit Nick-/Roll-Priorität zu überlagern, weil es dadurch zu Wechselwirkungen zwischen Pitch und Nick/Roll kommen kann.

Die vorliegende Erfindung betrifft auch Ausführungsformen, bei denen vorgesehen ist, dass das fernsteuerbare Fluggerät zumindest zwei Rotorblätter aufweist, deren Anstellwinkel gekoppelt einstellbar sind. Zu diesem Zweck kann beispielsweise ein einziger Verbindungswinkel eingesetzt werden, der die zur Einstellung der Anstellwinkel erforderliche Kraft überträgt. Eine entsprechende Koppelung der Rotorblätter ermöglicht besonders einfache und daher leichte und kostengünstige Konstruktionen.

Bei allen Ausführungsformen des erfindungsgemäßen Fluggerätes kann vorgesehen sein, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse koaxialen Auftriebsanteils (Pitch) umfasst, dass eine Gleichspannung, insbesondere eine impulsförmige Gleichspannung an die zumindest eine Spule angelegt wird, die zumindest einem Rotorblatt zugeordnet ist.

Zusätzlich oder alternativ kann vorgesehen sein, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse nicht-koaxialen Auftriebsanteils (Nick und/oder Roll) umfasst, dass eine Wechselspannung, insbesondere eine impulsförmige Wechselspannung an die zumindest eine Spule angelegt wird, die zumindest einem Rotorblatt zugeordnet ist. In Fällen, in denen sowohl der koaxiale Auftriebsanteil als auch der nicht-koaxiale Auftriebsanteil über impulsförmige Spannungen eingestellt werden, können sich

die jeweiligen Impulsdauern unterscheiden und beispielsweise von einer Regelungsschaltung festgelegt werden.

Insbesondere im vorstehend erwähnten Zusammenhang ist vorzugsweise weiterhin vorgesehen, dass die Periode der Wechselspannung mit der an der zumindest einen Spule angelegten Drehzahl des zumindest einen Rotorblattes synchronisiert ist. Eine derartige Synchronisierung ergibt einen schwingungsarmen Betrieb.

Weiterhin kann vorgesehen sein, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse koaxialen Auftriebsanteils (Pitch) und die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse nicht-koaxialen Auftriebsanteils (Nick und/oder Roll) überlagert wird. Um eine maximale Nick-/Roll-Steuerfähigkeit aufrechtzuerhalten und dennoch eine unabhängige Pitch- und Nick-/Roll-Ansteuerung zu erhalten, kann in diesem Zusammenhang beispielsweise eine Impulsfolge eingesetzt werden, die für den Pitch derart verändert wird, dass bei Zugabe von Nick-/Roll-Impulsen der Vertikalauftrieb konstant bleibt. Hierzu können beispielsweise die Pitch-Impulse verlängert werden.

Bei besonders bevorzugten Ausführungsformen des erfindungsgemäßen Fluggerätes ist vorgesehen, dass die Ansteuerung der zumindest einen Spule volldigital erfolgt. Dies gilt insbesondere wenn eine digitale Regelungseinrichtung eingesetzt wird.

Zusätzlich oder alternativ kann weiterhin vorgesehen sein, dass bei der Ansteuerung der zumindest einen Spule

bei gleichzeitiger Pitch-Ansteuerung und Nick/Roll-Ansteuerung eine Impulsbreitenkorrektur erfolgt.

Jeder Bausatz, der zur Herstellung eines fernsteuerbaren Fluggerätes, insbesondere eines Ultraleichtmodellhelikopters, gemäß einer Ausführungsform der Erfindung geeignet ist, fällt in den Schutzbereich der zugehörigen Ansprüche.

Zeichnungen

Die Erfindung wird nachfolgend anhand der zugehörigen Zeichnungen noch näher erläutert.

Es zeigen:

Figur 1a eine Drauf- und Seitenansicht einer ersten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes;

Figuren 1bi bis 1biii
Beispiele für elektrische Ansteuerungsprofile zur Einstellung von Anstellwinkeln;

Figur 1c eine Drauf- und Seitenansicht einer zweiten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes;

Figur 1d eine Seitenansicht einer Stößelanordnung zur Übertragung einer Kraft zur Einstellung eines Anstellwinkels;

Figur 1e eine Drauf- und Seitenansicht einer dritten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes;

Figur 1f eine Drauf- und Seitenansicht einer vierten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes;

Figur 2 eine Seitenansicht einer Ausführungsform eines Heckrotorantriebs des erfindungsgemäßen Fluggeräts;

Figur 3 eine schematische Darstellung einer Ausführungsform eines Gyro-Systems für das erfindungsgemäße Fluggerät;

Figur 4a eine Seitenansicht, eine Vorderansicht und eine Draufsicht auf eine Ausführungsform eines Landegestells für das erfindungsgemäße Fluggerät;

Figur 4b das Landegestell gemäß Figur 4a im unbelasteten und im belasteten Zustand;

Figur 4c das Landegestell von Figur 4a, wobei eine Halterung zur Befestigung eines Akkus vorgesehen ist;

Figur 5 eine Ausführungsform einer verschiedene Elemente tragenden Platine, die im Zusammenhang mit dem erfindungsgemäßen Fluggerät verwendet werden kann; und

Figur 6 eine schematische Seitenansicht einer Ausführungsform des erfindungsgemäßen Fluggeräts.

Beschreibung der Ausführungsbeispiele

Die folgende Beschreibung der Ausführungsbeispiel erfolgt beispielhaft für einen Ultraleichtmodellhelikopter.

Figur 1a zeigt eine Drauf- und Seitenansicht einer ersten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes. An einer Hauptrotorplatte 103, die mit einer gelagerten Hauptrotorachse 108 verbunden ist, sind zwei über (nicht dargestellte) Abgreifkontakte elektrisch angeschlossene Spulen 106 symmetrisch zur Hauptrotorachse 108 befestigt. Ebenfalls an der Hauptrotorplatte 103 befestigt sind zwei Drehlager 102, in denen jeweils ein Verbindungswinkel 101 gelagert ist, an dessen entgegengesetzten Enden ein Permanentmagnet 105 und ein Rotorblatt 104 befestigt sind. Der Permanentmagnet 105 ist so angeordnet, dass ein Gleichstrom 107 durch die Spulen 106 zu einer Auslenkung des Verbindungswinkels 101 und damit einem veränderten Anström- beziehungsweise Anstellwinkel α der Rotorblätter führt. Durch den veränderten Anströmwinkel α ändert sich auch die Geschwindigkeit der sich bei drehendem Rotorkopf durch die Rotorblätter 104 nach unten beziehungsweise oben beschleunigten Luft und damit der Auftrieb der Konstruktion. Wird der Spulenstrom 107 wieder unterbrochen, wirken durch die Zentrifugalkraft des Verbindungswinkels

101 und des daran befestigten Permanentmagneten 105 sowie durch die an den Rotorblättern 104 angreifenden Kräfte zur Beschleunigung der Luft der Auslenkung entgegen, so dass der Verbindungswinkel 101 wieder in eine Nulllage zurückgestellt wird. Ein Überschwingen wird durch die dämpfenden Eigenschaften der Rotorblätter 104 weitgehend verhindert. Durch Anbringen eines dämpfenden, jedoch flexiblen Anschlags 109 an der Hauptrotorplatte 103 unterhalb des Verbindungswinkels 101 kann das Überschwingen praktisch vollständig verhindert werden. Durch Anbringen eines die Verbindungswinkel 101 verbindenden biegeelastischen Elements 113 können radial zu den Drehachsen der Rotorblätter auftretende Zentrifugalkräfte, die durch die Verbindungswinkel 101 verursacht sind, aufgefangen werden, wodurch sich die Reibung in den Drehlagern 102 verringert. Dieser Aufbau lässt sich folgender Maßen zur Steuerung eines Hauptrotors 100 ausnutzen: durch Anlegen eines Gleichstroms 107 an die Spule 106 kann die Auslenkung der Rotorblätter 104 permanent verändert werden und damit der Betrag des zur Hauptrotorachse 108 koaxialen Auftriebs (Pitch). Durch Anlegen einer Wechselspannung, deren Periode synchronisiert ist mit der Drehzahl der Hauptrotorachse 108, kann ein konstanter Auftriebsvektor erzeugt werden, der nicht mehr koaxial zur Hauptrotorachse 108 ist, sondern der aus einem koaxialen Auftriebsanteil (Pitch) und einem dazu senkrechten Seitenantrieb (Nick und Roll) besteht. Dadurch erhält die Konstruktion dieselben Bewegungsfreiheitsgrade wie herkömmliche Hauptrotorsteuerungen, ist jedoch durch die direkte Ansteuerung wesentlich weniger träge und damit schneller ansteuerbar als servo-basierte Rotorsteuerungssysteme.

Figuren 1bi - 1biii zeigen Beispiele für elektrische Ansteuerungsprofile zur Einstellung von Anstellwinkeln. Die Pitch-Ansteuerung wird durch eine gleichmäßige Impulsfolge für beide Rotorblätter erreicht, wie sie in Figur 1bi dargestellt ist. Um einen ruhigen, schwingungsarmen Lauf zu erhalten, sollte die Impulsfolge eine Periodendauer haben, die klein ist gegenüber der Zeit, die benötigt wird, um ein Rotorblatt 104 von Ruhe-/Normalstellung auf Maximal-Pitch und zurück zur Ruhe-/Normalstellung zu bewegen. Die Nick-/Roll-Ansteuerung kann erfolgen, indem die beiden Rotorblätter 104 gleichzeitig zu einem bestimmten Zeitpunkt innerhalb der Periodendauer T des Hauptrotors 100 immer wieder mit gegenpoligen Impulsen beaufschlagt werden, wie dies in Figur 1bii dargestellt ist. Die Länge dieser Impulse bestimmt die Stärke der Nick-/Roll-Kräfte. Um Pitch und Nick-/Roll-Ansteuerung gleichzeitig zu erreichen, sollten die Pitch- beziehungsweise Nick-/Roll-Impulse nicht einfach mit Nick-/Roll-Priorität überlagert werden, weil es dadurch zu Wechselwirkungen zwischen Pitch und Nick/Roll kommt. Dies rührt daher, dass bei einem Rotorblatt, bei dem Pitch- und Nick-/Roll-Impulse gleichgerichtet sind, die Nick-/Roll-Wirkung wesentlich geringer ist, als bei einem Rotorblatt, bei dem Pitch- und Nick-/Roll-Impulse entgegengesetzt sind. Um eine maximale Nick-/Roll-Steuerfähigkeit zu bewahren und dennoch unabhängige Pitch- und Nick-/Roll-Ansteuerungen zu erhalten, muss die Impulsfolge für den Pitch so verändert werden, dass bei Zugabe von Nick-/Roll-Impulsen der Vertikalauftrieb konstant bleibt. Dies kann relativ einfach durch Verlängerung der Pitch-Impulse auf die Rotorblätter 104 er-

reicht werden, wie dies durch die gestrichelte Linie in Figur 1biii dargestellt ist.

Figur 1c zeigt eine Drauf- und Seitenansicht einer zweiten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes. Um unter Umständen fehleranfällige Schleifkontakte zur Herstellung einer elektrischen Verbindung zu den Spulen 106 zu vermeiden, sind die Spulen 106 bei der in Figur 1c dargestellten Ausführungsform in den nicht-rotierenden Teil des Helikopters verlagert. Die Verbindung zwischen den Rotorblättern 104 und den Permanentmagneten 105 erfolgt hierbei über Verbindungswinkel 101, Ösen 110 und Stößelstangen 111, an denen die Permanentmagnete 105 befestigt sind. Die durch die Stößelstange 105 über die Öse 110 in den Verbindungswinkel 101 eingeleitete vertikale Kraft führt zu der bereits beschriebenen Auslenkung des Verbindungswinkels 101 und dem beschriebenen Steuerungsverhalten, das heißt der Einstellung des Anstellwinkels α. Die Rückstellung der Rotorblätter 104 wird bei der in Figur 1c dargestellten Ausführungsform sichergestellt, indem anstelle des praktisch in die Drehachse verlegten Gewichtes des Permanentmagneten 105 Gewichte 112 vorgesehen werden.

Figur 1d zeigt eine Seitenansicht einer Stößelanordnung zur Übertragung einer Kraft zur Einstellung eines Anstellwinkels. Die Darstellung gemäß Figur 1d lässt sich insbesondere mit der in Figur 1c dargestellten Ausführungsform kombinieren. Gemäß der Darstellung von Figur 1d sind die beiden Permanentmagnete 105a, 105b an den Enden zweier ineinander leichtgängig verschiebbarer Stößelstangen 111a, 111b befestigt. Die dünne Stößelstange

111b wird durch magnetische Kraft angetrieben, durch den an ihrem Ende befestigten Permanentmagnet 105b, indem durch die Spule 106b, die koradial zu einem Gleitlager 115b angeordnet ist, ein Strom fließt. Dies gilt analog für die dickere, als Rohr ausgeführte, Stößelstange 111a, die die dünnere Stößelstange 111b in axialer Richtung führt. Wesentliche Vorteile dieser Konstruktion sind, dass die Lagerung und die Krafteinleitung in die Permanentmagnete 105a, 105b in derselben Ebene erfolgen kann, was erhebliche Kostenvorteile bei der Realisierung der Konstruktion ergibt. Die Anordnung der Stößelstangen 111a, 111b ist frei von parasitären Zentrifugalkräften, die aufwendig durch Gegengewichte neutralisiert werden müssten. Durch Wahl eines genügend großen Abstands zwischen den Lagern 115a, 115b ist es zudem einfach, die magnetische Wirkung der Spulen 106 zu entkoppeln.

Figur 1e zeigt eine Drauf- und Seitenansicht einer dritten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes. Bei der in Figur 1e dargestellten Ausführungsform handelt es sich um eine einfacher zu realisierende Variante der Hauptrotorsteuerung, die jedoch trotzdem über Nick-/Roll-Steuermöglichkeiten verfügt. Gemäß der Darstellung von Figur 1e ist an der Hauptrotorplatte 103, die mit der Hauptrotorachse 108 verbunden ist, eine über (nicht dargestellte) Abgreifkontakte elektrisch angeschlossene Spule 106 befestigt. Ebenfalls an der Hauptrotorplatte 103 befestigt sind zwei Drehlager 102, in denen genau ein Verbindungswinkel 101 gelagert ist, der die beiden Rotorblätter 104 starr miteinander verbindet und an dessen Querauslegerenden ein Permanentmagnet 105 und ein Gegengewicht 114 ange-

bracht sind. Der Permanentmagnet 105 ist so angeordnet, dass ein Gleichstrom 107 durch die Spule 106 zu einer Auslenkung des Verbindungswinkels 101 und damit einem veränderten Anström- beziehungsweise Anstellwinkel α der Rotorblätter 104 führt. Im Gegensatz zur Ausführungsform gemäß Figur 1a werden die Rotorblätter 104 jedoch immer gegensinnig ausgelenkt. Wird der Spulenstrom 107 wieder unterbrochen, wirkt die Zentrifugalkraft des Verbindungswinkels 101, des daran befestigten Permanentmagneten 105 und des Gegengewichts 114 der Auslenkung entgegen, so dass der Verbindungswinkel 101 wieder in eine Nulllage zurückgestellt wird. Durch Anbringen eines festen, nicht federnden Anschlags 109 an der Hauptrotorplatte 103 unterhalb des Verbindungswinkels 101 kann das Überschwingen praktisch vollständig verhindert werden. Dieses Prinzip lässt sich folgendermaßen zur Hauptrotorsteuerung ausnutzen: durch Anlegen einer Wechselspannung, deren Periode synchronisiert ist mit der Drehzahl der Hauptrotorachse 108 kann ein Kraftvektor erzeugt werden, der nicht-koaxial zur Hauptrotorachse 108 ist. Die in Figur 1e dargestellte Ausführungsform ist eine erheblich vereinfachte Variante der Ausführungsform gemäß Figur 1a. Statt der Ansteuerung von Pitch und Nick-/Roll ermöglicht die in Figur 1e dargestellte Ausführungsform nur die Nick-/Roll-Ansteuerung der Rotorblätter 104. Daher setzt diese Ausführungsform voraus, dass die Blattgeometrie der Rotorblätter 104 je nach Drehzahl einen bestimmten Auftrieb erzeugt und damit einem festen Pitch entspricht. Bezüglich der Impulsfolge zur Ansteuerung kann die Beschreibung der Nick-/Roll-Ansteuerung im Zusammenhang mit der Ausführungsform von Figur 1a herangezogen werden, die in der Figur 1bii dargestellt ist.

Da keine Überlagerung mit Pitch-Impulsen vorkommt, ist eine Impulskorrektur, wie im Zusammenhang mit der Ausführungsform gemäß Figur 1a beschrieben, nicht erforderlich.

Figur 1f zeigt eine Drauf- und Seitenansicht einer vierten Ausführungsform eines Hauptrotors des erfindungsgemäßen Fluggerätes. Um unter Umständen fehleranfällige Schleifkontakte zur Herstellung einer elektrischen Verbindung zu der Spule 106 gemäß Figur 1e zu vermeiden, ist die Spule 106 gemäß der Darstellung von Figur 1f in den nicht-rotierenden Teil des Helikopters verlagert. Die Verbindung zwischen den Rotorblättern 104 und den Permanentmagneten 105 erfolgt hierbei über den Verbindungswinkel 101, die Öse 110 und die (abgewinkelte) Stößelstange 111, an der der Permanentmagnet 105 befestigt ist. Die durch die Stößelstange 111, über die Öse 110 und den Verbindungswinkel 101 eingeleitete vertikale Kraft führt zu der bereits beschriebenen Auslenkung des Verbindungswinkels 101 und dem beschriebenen Steuerungsverhalten. Die Rückstellung der Rotorblätter 104 wird sichergestellt, indem das Gewicht des praktisch in die Drehachse gelegten Permanentmagneten 105 durch Gewichte 112 ersetzt wird, die an den äußeren Bereichen des Verbindungswinkels 101 vorgesehen sind. Die Dämpfung eines Dämpfungselements kann verstärkt werden, indem eines der Gegengewichte 112 zur Beseitigung der Unwucht an der Hauptrotorplatte 103 befestigt wird, und nicht am Verbindungswinkel 101. Dies führt dazu, dass in den Drehlagern 102 durch die nicht ausgeglichenen Zentrifugalkräfte der einzelnen Gewichte 112 eine erhöhte Lagerreibung auftritt, die einen dämpfenden Effekt im Bezug auf die

Auslenkung der Rotorblätter 104 ausübt. Allerdings führt die erhöhte Lagerreibung unter Umständen auch zu einem erhöhten Verschleiß der Lager 102. Die Ausführungsform gemäß Figur 1f entspricht im Wesentlichen der der Ausführungsform von Figur 1d, wobei wahlweise eine der Stößelstangen 111 mit zugehöriger Anordnung aus Permanentmagnet 105 und Spule 106 entfällt.

Wenn das erfindungsgemäße Fluggerät mit einer Kupplung ausgestattet ist, insbesondere zur Verbindung eines Rotors 211 eines Ultraleichtmodellhelikopters mit einem Antriebsmotor, mit einem ersten Antriebselement 202, das von einem Antriebsmotor 214 in Rotation versetzt werden kann, und mit zumindest einer Abtriebswelle 204, auf die ein von dem Antriebsmotor (214) geliefertes Antriebsmoment zumindest teilweise übertragen werden kann, kommen insbesondere die folgenden Merkmale als erfindungswesentliche Weiterbildungen in Betracht:

- dass eine Momentenübertragung auf die zumindest eine Abtriebswelle 204 über ein Laufrad 206 erfolgt,

- dass eine Stellvorrichtung 207, 209 auf das Laufrad 206 eine variierbare Kraft F ausübt, um das Laufrad 206 gegebenenfalls gegen das erste Antriebselement 202 zu drücken, und

- dass die Kraft F über ein Magnetfeld variiert wird, das durch die elektrische Ansteuerung von zumindest einer Spule 205 beeinflussbar ist, die Bestandteil der Stellvorrichtung 205, 209 ist.

- dass die Stellvorrichtung 205, 209 weiterhin ein magnetisierbares Element 209 aufweist, das in kraftschlüssiger Verbindung mit dem Laufrad 206 steht.

- dass das magnetisierbare Element 209 durch einen Permanentmagneten 209 und/oder eine weitere Spule gebildet ist.

- dass die kraftschlüssige Verbindung zwischen dem Laufrad 202 und dem magnetisierbaren Element 209 über einen Hebel 208 erfolgt.

- dass das Laufrad ohne elektrische Ansteuerung der Spule 205 eine Ruhestellung einnimmt, in der keine Momentenübertragung stattfindet.

- dass die Abtriebswelle 204 elastisch biegbar ist.

- dass die Abtriebswelle 204 eine Ruhestellung des Laufrades 202 vorgibt.

- dass das erste Antriebselement 202 auf einer Welle 201 angeordnet ist, und dass auf der Welle 201 ein zweites Antriebselement 203 angeordnet ist, gegen das das Laufrad 202 ebenfalls mit einer variierbaren Kraft gedrückt werden kann, um die Abtriebswelle 204 mit entgegengesetzter Drehrichtung anzutreiben.

- dass die Verbindung zwischen Laufrad 206 und einem ersten Antriebselement 202 beziehungsweise einem zweiten Antriebselement 203 reibschlüssig erfolgt.

- dass die Welle 201 eine Hauptrotorwelle 201 ist, die einen Hauptrotor 212 antreibt.

- dass die Abtriebswelle 204 mit einem Rotor 211 in Verbindung steht.

- dass der Rotor 211 ein Heckrotor 211 ist.

- dass die Abtriebswelle 204 im Bereich des Rotors 211 durch ein Lager 210 gelagert ist.

- dass zumindest eine weitere Abtriebswelle vorgesehen ist, die wie die zumindest eine Abtriebswelle 204 angetrieben wird.

- dass die Momentenübertragung auf die weitere Abtriebswelle unabhängig von der Momentenübertragung auf die zumindest eine Abtriebswelle 204 variierbar ist.

- dass das erste Antriebselement 202 und/oder das zweite Antriebselement 203 eine Außenverzahnung aufweist, die in ein auf der Antriebsmotorabtriebswelle angeordnetes Zahnrad 213 eingreift, um das erste Antriebselement 202 und/oder das zweite Antriebselement 203 in Rotation zu versetzen.

- dass die elektrische Ansteuerung der zumindest einen Spule 205 impulsförmig erfolgt.

- dass die elektrische Ansteuerung der zumindest einen Spule 205 volldigital erfolgt.

- dass die elektrische Ansteuerung der zumindest einen Spule 205 in Abhängigkeit von Signalen erfolgt, die von einem Gyro-System geliefert werden.

- dass die elektrische Ansteuerung der zumindest einen Spule 205 in Abhängigkeit von der Drehzahl der Abtriebswelle 204 und/oder in Abhängigkeit von dem auf die Abtriebswelle 204 übertragenen Moment erfolgt.

- dass der Antriebsmotor 214 derart angesteuert wird, dass die Drehzahl des ersten Antriebselements 202 und/oder des zweiten Antriebselements 203 unabhängig von dem auf die zumindest eine Abtriebswelle 204 übertragenen Moment einstellbar ist.

Figur 2 zeigt eine Seitenansicht einer Ausführungsform eines Heckrotorantriebs des erfindungsgemäßen Fluggeräts. Der in Figur 2 dargestellte Heckrotorantrieb basiert auf dem Prinzip der elektromechanischen Kupplung. Dabei wird die Kraft von einem Elektromotor 214 über das aus den Zahnrädern 213 und 202 bestehende Getriebe auf die Hauptrotorwelle 201 und damit auf den Hauptrotor 212 übertragen, bei dem es sich insbesondere um den Hauptrotor 100 gemäß den Figur 1a bis 1f handeln kann. Das auf der Hauptrotorwelle 201 angebrachte, an seiner Unterseite ebene Zahnrad 202 dient als Lauffläche für ein axial an der elastischen Heckrotorwelle 204 angebrachtes Laufrad 206. Die vom Zahnrad 202 auf das Laufrad 206 übertragene Leistung kann reguliert werden, indem die Andruckkraft über den über die Spule 205 und den Permanentmagneten 209 betriebenen Hebel 208 durch unter-

schiedlich lange Stromimpulse 207 variiert wird. Dabei erfolgt die Rückstellung des Laufrades 206 nach jedem Impuls durch die Rückstellkraft der elastischen Heckrotorwelle 204. Durch ein genügend weit vom Laufrad 206 angebrachtes Festlager 210 der Heckrotorwelle 204, können die elastischen Rückstellkräfte so eingestellt werden, dass einerseits genügend Kraft als Rückstellkraft zur Verfügung steht, um das Laufrad 206 wieder in die Ursprungsposition zu überführen, andererseits die Rückstellkraft jedoch klein genug gehalten werden kann, um von der Hebelvorrichtung überwunden zu werden. Optional besteht noch die Möglichkeit der Schubumkehr des Heckrotors 211, indem ein zweites Laufrad 203 an die Hauptrotorwelle 201 angebracht wird, so dass das Laufrad 206 je nach Impulsfolge entweder durch das obere Zahn- beziehungsweise Laufrad 202 oder das untere Laufrad 203 angetrieben wird oder in einer inaktiven Mittelstellung verharrt.

Figur 3 zeigt eine schematische Darstellung einer Ausführungsform eines Gyro-Systems für das erfindungsgemäße Fluggerät. Der in Figur 3 dargestellte Lageregler funktioniert nach dem Prinzip der Masseträgheit. Die Messgröße wird dabei induktiv erfasst. Es wird ein möglichst reibungsarm auf der Drehachse 302 gelagerter Rotor 301, dessen Schwerpunkt durch Austarieren mit einem Gegengewicht 306 auf der Drehachse liegt, an einem Ende mit magnetisierbarem Material 303, beispielsweise Ferrit, versehen. Das magnetisierbare Material 303 wird direkt über eine Spule 304, die an demselben Rahmen befestigt ist wie auch die Drehachse 302 des Rotors 301, in Nullage positioniert. Bei Änderungen der Winkellage des

Rotors 301 um die Drehachse 302 ändert sich die Induktivität der Spule 304. Durch sukzessive Induktionsmessungen in der Auswerteelektronik 305 können nun Abweichungen von der Nulllage festgestellt werden. Wird dieses System in einen Modellhelikopter eingebaut und sind die Ebene, in der sich Hauptrotor und Rotor 301 des Gyro-Systems bewegen, parallel, dann entspricht die Auslenkung des Rotors 301 aus der Ruhelage einer absoluten Winkeländerung des Helikopters in der Ebene des Hauptrotors und kann als Messgröße für einen Heckrotorregler herangezogen werden. Die Spule 304 hat noch eine weitere Funktion zu erfüllen: möchte ein Anwender den Modellhelikopter während des Fluges um die Hauptrotorachse drehen, darf diese Vorgabe nicht weggeregelt werden. Stattdessen muss die Auslenkung des Rotors 301 des Gyro-Systems um die Drehachse 302 verhindert werden. Dies geschieht, indem man einen Gleichstrom durch die Spule 304 fließen lässt, der in magnetisierbarem Material 302 eine Kraft induziert, die den Rotor 301 magnetisch über der Spule fixiert. Das in Figur 3 dargestellte Gyro-System lässt sich anders als marktübliche Gyro-Systeme sehr leicht in den Aufbau eines Modellhelikopters integrieren, siehe auch Beschreibung zur Figur 5 beziehungsweise 6.

Figur 4a zeigt eine Seitenansicht, eine Vorderansicht und eine Draufsicht auf eine Ausführungsform eines Landegestells für das erfindungsgemäße Fluggerät. Figur 4b zeigt das Landegestell gemäß Figur 4a im unbelasteten und im belasteten Zustand und Figur 4c zeigt das Landegestell von Figur 4a, wobei eine Halterung zur Befestigung eines Akkus vorgesehen ist. Bei dem in den Figuren

4a bis 4c dargestellten Landegestell handelt es sich um ein neu konzipiertes, nach dem Feder-Dämpfer-Prinzip funktionierendes Landegestell mit integrierter Klemmvorrichtung für den Helikopter-Aufbau. Das dargestellte Landegestell zeichnet sich vor allem durch sehr hohes Stoßabsorptionsvermögen bei geringem Gewicht und einfacher Herstellbarkeit aus. Zusätzlich dient das Landegestell auch als Einspannvorrichtung für den Aufbau/Rahmen des Helikopters, an dem alle weiteren funktionalen Elemente des Modellhelikopters angebracht sind. Die beiden Kufen 405 sind über Kufenhalterungen 404 und elastische Federelemente 401, 403 wie in Figur 4a dargestellt über eine Platte 406 zu einem Schlitten verbunden. Dabei ist die Platte 406 entweder an der Oberseite des vorderen und hinteren Federelementes 401 beispielsweise durch Verkleben angebracht oder an der Unterseite des vorderen und hinteren Federelementes 403. Zwischen den vorderen beziehungsweise hinteren Federelementen kann dämpfendes Material 402 angebracht sein. Im oberen Teil von Figur 4b ist das Landegestell im unbelasteten Zustand dargestellt. Die paarweise übereinanderliegenden Federelemente liegen eng aneinander. Der untere Teil von Figur 4b zeigt das Landegestell, das mit einer Kraft belastet wird. Die Kufen spreizen sich, die übereinanderliegenden Federelemente gehen auf Distanz. Bei richtiger Dimensionierung kann der entstehende Spalt verwendet werden, um die Halteplatte des Helikopteraufbaus aufzunehmen, siehe Figur 4c, oberer Teil. Nach Entlastung des Landegestells sind die Haltelaschen zwischen den Federelementen eingeklemmt. Die in Figur 4c gezeigten Bohrungen im Landegestell dienen zum Zentrieren der an den Haltelaschen befestigten Zentrierzapfen. Figur 4c zeigt im unteren

Teil, dass bei Verwendung magnetischer Zentrierzapfen die Befestigung von Akkus/Batterien mit magnetisierbaren Eisen- oder Nickelgehäuse möglich ist.

Figur 5 zeigt eine Ausführungsform einer verschiedene Elemente tragenden Platine, die im Zusammenhang mit dem erfindungsgemäßen Fluggerät verwendet werden kann. Mit der in Figur 5 dargestellten Platine lassen sich alle für die vorstehend erläuterten Funktionen erforderlichen Stellglieder und Mess-Bausteine auf einer Platte integrieren, die sich zwischen Landegestell und Aufbau klemmen lässt und selbst tragende Funktionen ausübt. Die völlige Integration von mechanischen und elektronischen Komponenten lässt sich durch Wahl der anhand der Figuren 1 bis 4 beschriebenen Systeme verwirklichen, indem die dort beschriebenen Spulenkörper, die als Stellglieder und beim Gyro-System auch als Teil eines Messsystems verwendet werden, auf einer wie in Figur 5 dargestellten Steuerplatine Platz finden. Der in Figur 5 gezeigte Aufbau besteht aus einem nach unten offenen U-förmigen Rahmen, der aus einem in die Konstruktion zu integrierenden aktiven Abschnitt 501 mit Mess- und Stellgliedern 502, 503, 505, 506 und tragender mechanischer Funktion und einem passiven Abschnitt 508 besteht, auf dem ausschließlich elektronische Bauelemente, wie beispielsweise ein Mikrocontroller MC und ähnliches, angeordnet sind, die zur Auswertung von Messsignalen und zur Generierung von Steuersignalen aller im Abschnitt 508 angebrachten Komponenten dienen. Die beiden Abschnitte 501 und 508 sind über eine flexible Brücke 507 miteinander verbunden, auf der alle zwischen den Abschnitten 501 und 508 notwendigen Leiterbahnen verlaufen. Die auf dem Ab-

schnitt 501 angebrachten elektromechanischen Komponenten sind im einzelnen die Spule 506 zur Auslenkung des Rotor-Verbindungswinkels (siehe Figur 1d, Bezugszeichen 106b), die Spule 504 zum Ansteuern des Heckrotorantriebs (siehe Figur 2, Bezugszeichen 205) und die Gyro-Spule 505 zum Messen von Winkelabweichungen und als Stellglied (siehe auch Figur 3, Bezugszeichen 304). Der Abschnitt 501 ist zusätzlich auch wichtiger Teil des mechanischen Aufbaus, indem er den unteren Teil des Aufbaus des Modellhelikopters darstellt und eines der Lager 506 für die Hauptrotorwelle enthält (siehe auch Figur 1d, Bezugszeichen 115b) und über die Zentrierbohrungen oder Zapfen 502 auf dem in Figur 4 beschriebenen Landegestell befestigt werden kann. Zusätzlich zu dem beschriebenen elektromechanischen und mechanischen Komponenten lassen sich auf der Platine wegen des beschränkten Platzangebots auch elektronische Bauelemente platzieren, wie beispielsweise ein elektronischer Drehzahlmesser 509, der zur Bestimmung der Drehzahl des Hauptrotors vorgesehen ist. Weiterhin ist die völlige Integration aller Bauteile auf dem Platinenabschnitt 501 denkbar, so dass der passive Abschnitt 508 ganz entfallen kann.

Figur 6 zeigt eine schematische Seitenansicht einer Ausführungsform des erfindungsgemäßen Fluggeräts. Platine und Aufbau lassen sich in zwei anhand von Figur 6 beschriebenen einfachen Arbeitsgängen wie folgt verbinden: an dem anhand von Figur 4 beschriebenen Landegestell 601 wird ein Platinenabschnitt 202 der in Figur 5 mit 500 bezeichneten Platine befestigt, indem er auf Zentrierzapfen 604, die in Figur 5 mit 502 bezeichnet sind, des Landegestells 601 gelegt beziehungsweise geschoben wird.

Danach werden die Haltelaschen 605 des Aufbaus durch Zusammendrücken der Rahmenseiten 606 in die durch Herunterdrücken des Landegestells 601 geweiteten Halterungen 607 (siehe auch Figur 4b, unten) geschoben und nach dem Loslassen in die Haltezapfen 602 eingerastet. Ergebnis dieses Montagevorgangs ist eine zwischen Aufbau 603 und Landegestell 601 befestigte und über die Haltezapfen 602 zentrierte Platine. Der verbleibende seitlich überkragende passive Platinenabschnitt (siehe Figur 5, Bezugszeichen 508) kann zwecks Platzökonomie und Stabilität an der Verbindungsbrücke (siehe Figur 5, Bezugszeichen 507) an der Verbindungsstelle nach oben geknickt und am Rahmen/Aufbau des Modellhelikopters beispielsweise mit einem Gummiring befestigt werden.

Die vorliegende Erfindung, insbesondere in Kombination mit den nur in der Figurenbeschreibung erläuterten Merkmalen, die alle für die Lösung der Aufgabe wesentlich sein können, zeichnet sich durch die mögliche Leitbauweise, volldigital wirkende Stellglieder und neuartige Konzepte für den integrierten konstruktiven Aufbau aus. Dies ermöglicht eine wirtschaftliche Herstellung von Modellhelikoptern, die um zirka den Faktor 10-20 leichtgewichtiger sind als auf herkömmlicher Technologie basierende Modellhelikopter, bei gleichen oder geringeren Herstellungskosten. Durch die geringen Abmessungen der Bauteile, die durch die Erfindung möglich werden, werden die bei Abstürzen oftmals zerstörerisch wirkenden Biegemomente im Verhältnis zur Festigkeit der Bauteile wesentlich geringer, so dass die auf der Erfindung basierenden Modelle mindestens ebenso robust sind, wie die auf herkömmlicher Technologie aufbauenden Modellhelikop-

ter. Das geringere Gewicht führt auch dazu, dass in den Rotoren während des Betriebs gespeicherte Energie und damit die Verletzungs- beziehungsweise Schadensgefahr wesentlich geringer ist, als bei herkömmlichen, deutlich schwereren Modellhelikoptern. Die Erfindung ergibt ein fernsteuerbares Fluggerät, das besonders leichtgewichtig ist, mit derzeitig erhältlichen Antriebsmotoren beispielsweise nur wenige Gramm wiegt, und das dennoch zuverlässig und belastbar ist. Durch einen modularen Aufbau kann das Fluggerät außerdem leicht zu anderen Varianten umgerüstet werden.

Obwohl mit den ursprünglichen Anmeldungsunterlagen nicht alle die folgenden Aspekte betreffenden Merkmale beansprucht werden, werden insbesondere die folgende Teilaspekte als erfindungswesentlich angesehen:

- volldigitale Ansteuerung des Hauptrotors über Magnetschieber

- volldigitale Ansteuerung des Heckrotors über digital angesteuerte Kupplungselemente

- vollintegriertes elektromechanisches Gyro-System

- neukonzipiertes, nach dem Feder-Dämpfer-Prinzip funktionierendes Landegestell mit integrierter Klemmvorrichtung, beispielsweise für den Helikopter-Aufbau

- völlige Integration aller für die vorstehend genannten Funktion notwendigen Stellglieder und Mess-

Bausteine auf einer Platine, die sich zwischen Landegestell und Aufbau klemmen lässt und selbst tragende Funktionen ausübt.

Ansprüche

1. Fernsteuerbareres Fluggerät, insbesondere fernsteuerbarer Ultraleichtmodellhelikopter, mit zumindest einem Rotorblatt (104), dessen Anstellwinkel (α) einstellbar ist, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Einstellung des Anstellwinkels (α) des zumindest einen Rotorblattes (104), ohne Verwendung eines Elektromotors mit rotierenden Elementen, durch eine Kraft, insbesondere eine direkt in die Rotationsachse des Rotorblattes eingebrachte Torsionskraft, erfolgt, die über ein Magnetfeld erzeugt wird, das durch die elektrische Ansteuerung von zumindest einer Spule (106) variierbar ist.

2. Fernsteuerbares Fluggerät nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, dass das Magnetfeld durch zumindest einen Permanentmagneten (105) und die zumindest eine Spule (106) erzeugt wird.

3. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die zumindest eine Spule (106) impulsförmig angesteuert wird.

4. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die die Ein-

stellung des Anstellwinkels (α) des zumindest einen Rotorblattes (104) bewirkende Kraft über einen Verbindungswinkel (101) als Torsionskraft in das Rotorblatt (104) übertragen wird, der derart an dem zumindest einen Rotorblatt (104) angelenkt ist, dass die Stellung des Verbindungswinkels (101) den Anstellwinkel (α) des zumindest einen Rotorblattes (104) festlegt.

5. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass der Verbindungshebel (101) um eine Achse senkrecht zur Rotordrehachse (108) schwenkbar ist.

6. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die zumindest eine Spule (106) an einer Rotorplatte (103) angeordnet ist, die mit einer Rotorachse (108) in Verbindung steht.

7. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die elektrische Ansteuerung der zumindest einen Spule (106) über Schleifkontakte erfolgt.

8. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass an zumindest einem Verbindungshebel (101) zumindest ein Permanentmagnet (105) angeordnet ist, der einen Beitrag zu dem Magnetfeld liefert.

9. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die die Ein-

stellung des Anstellwinkels (α) des zumindest einen Rotorblattes (104) bewirkende Kraft über zumindest einen Stößel (111) übertragen wird.

10. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass der zumindest eine Stößel (111) an dem Verbindungshebel (101) angelenkt ist.

11. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass an dem zumindest einen Stößel (111) zumindest ein Permanentmagnet (105) angeordnet ist, der einen Beitrag zu dem Magnetfeld liefert.

12. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die zumindest eine Spule (106) an einem nicht rotierenden Element des Fluggerätes benachbart zu dem zumindest einen Permanentmagneten (105) angeordnet ist.

13. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass es zumindest zwei Rotorblätter (104) aufweist, deren Anstellwinkel (α) unabhängig voneinander einstellbar sind, und dass jedem der zumindest zwei Rotorblätter (104) zumindest eine Spule (106) zugeordnet ist.

14. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die zwei mit den Rotorblättern (104) verbundenen Verbindungshebel (101), deren Anstellwinkel (α) unabhängig voneinander

einstellbar ist, über ein biegeelastisches Element (113) miteinander verbunden sind.

15. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse (108) koaxialen Auftriebsanteils (Pitch) umfasst, dass zumindest zwei Spulen (106), von denen jede einem Rotorblatt (104) zugeordnet ist, jeweils derart angesteuert werden, dass die Anstellwinkel (α) der zumindest zwei Rotorblätter (104) gleichsinnig verändert werden.

16. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse (108) nichtkoaxialen Auftriebsanteils (Nick und/oder Roll) umfasst, dass zumindest zwei Spulen (106), von denen jede einem Rotorblatt (104) zugeordnet ist, jeweils derart angesteuert werden, dass die Anstellwinkel (α) der zumindest zwei Rotorblätter (104) gegensinnig verändert werden.

17. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass es zumindest zwei Rotorblätter (106) aufweist, deren Anstellwinkel (α) gekoppelt einstellbar sind.

18. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse (108) koaxialen Auftriebsanteils (Pitch) umfasst, dass eine Gleichspannung, insbesondere eine impulsförmige Gleichspannung, an

die zumindest eine Spule (106) angelegt wird, die zumindest einem Rotorblatt (104) zugeordnet ist.

19. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse (108) nicht-koaxialen Auftriebsanteils (Nick und/oder Roll) umfasst, dass eine Wechselspannung, insbesondere eine impulsförmige Wechselspannung, an die zumindest eine Spule (106) angelegt wird, die zumindest einem Rotorblatt (104) zugeordnet ist.

20. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Periode der an der zumindest einen Spule (106) angelegten Wechselspannung mit der Drehzahl des zumindest einen Rotorblattes (104) synchronisiert ist.

21. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse (108) koaxialen Auftriebsanteils (Pitch) und die Steuerung eines zu einer Hauptrotorachse (108) nicht-koaxialen Auftriebsanteils (Nick und/oder Roll) überlagert wird.

22. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass die Ansteuerung der zumindest einen Spule (106) volldigital erfolgt.

23. Fernsteuerbares Fluggerät nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, dass bei der

Ansteuerung der zumindest einen Spule bei gleichzeitiger Pitch-Ansteuerung und Nick/Roll-Ansteuerung eine Impulsbreitenkorrektur erfolgt.

24. Bausatz zur Herstellung eines fernsteuerbaren Fluggerätes, insbesondere eines Ultraleichtmodellhelikopters, nach einem der vorhergehenden Ansprüche.

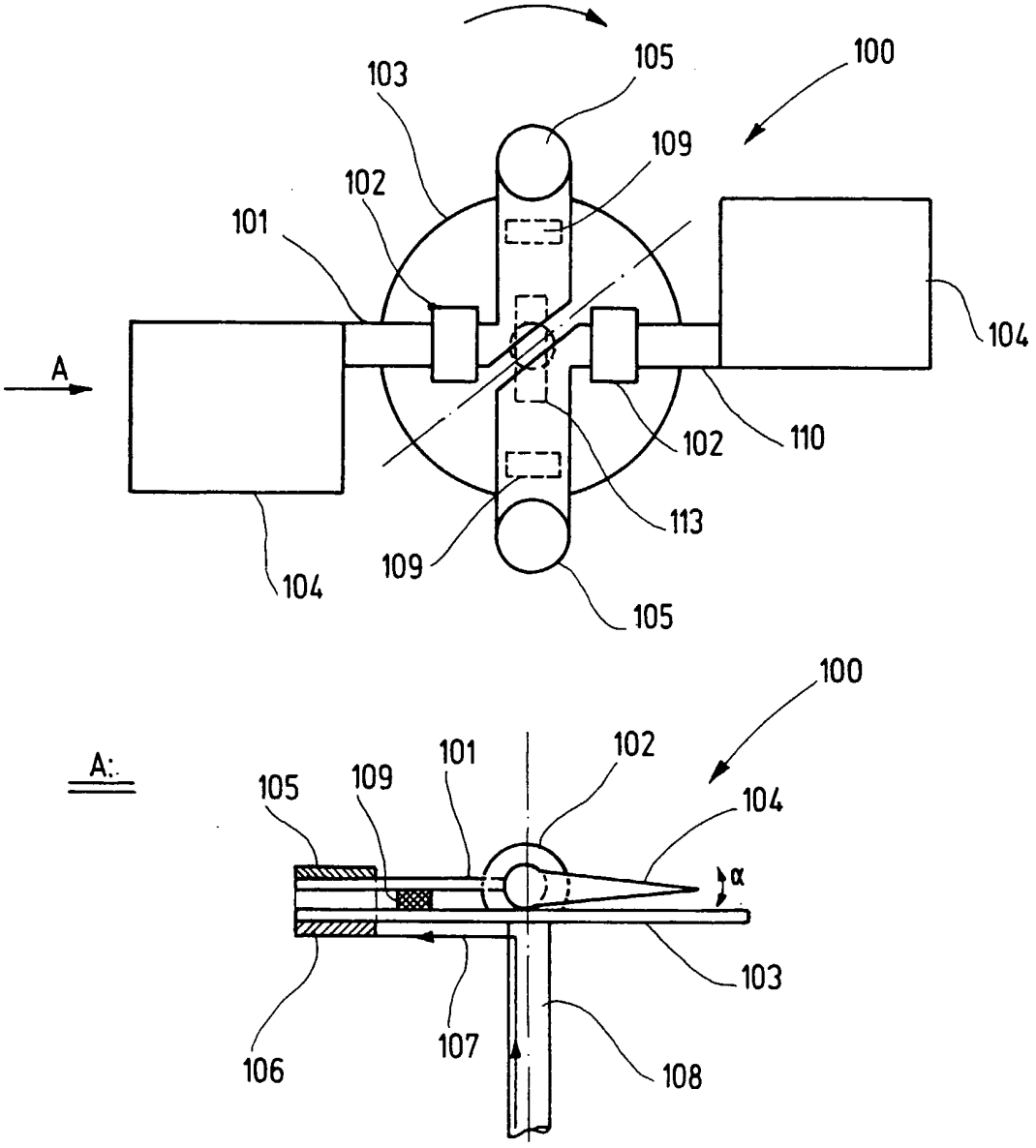

103
105
100
109
102
101
104
A
102
110
113
109
104
105
A:
100
105
109
101
102
104
α
103
106
107
108

Fig.1a

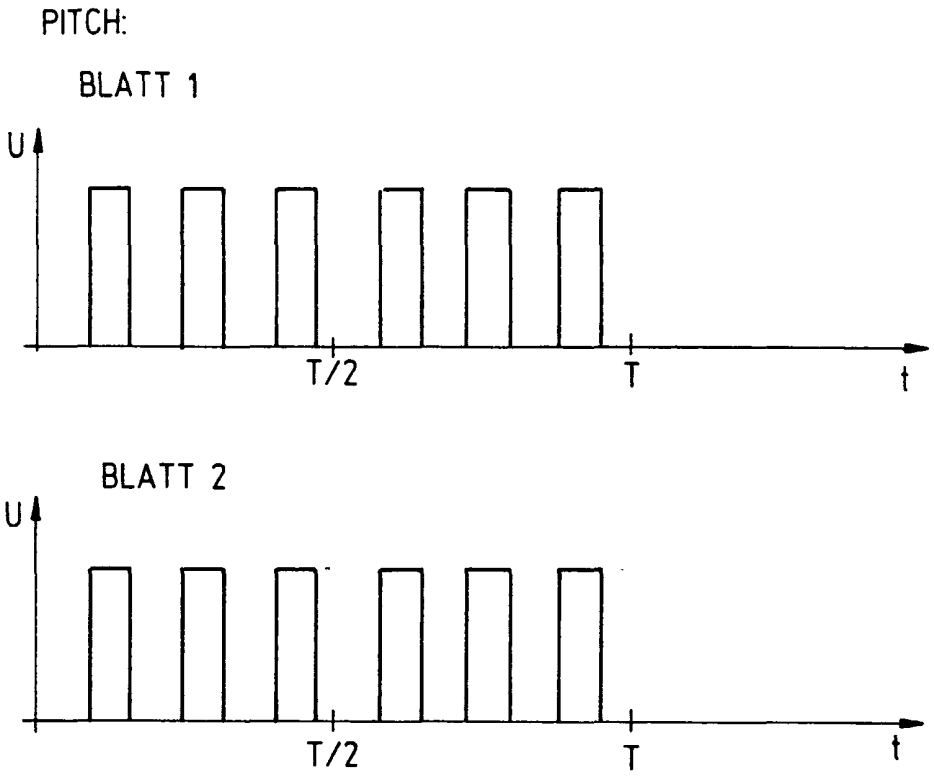


Fig.1bi

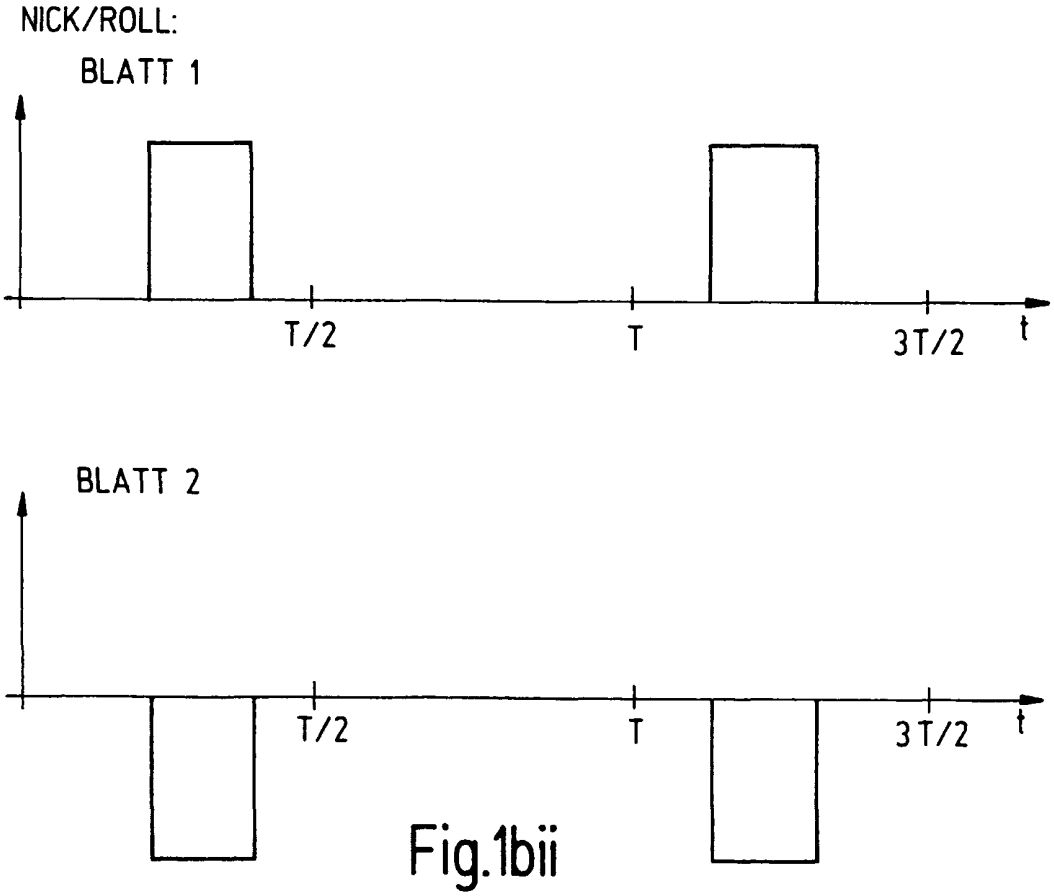


Fig.1bii

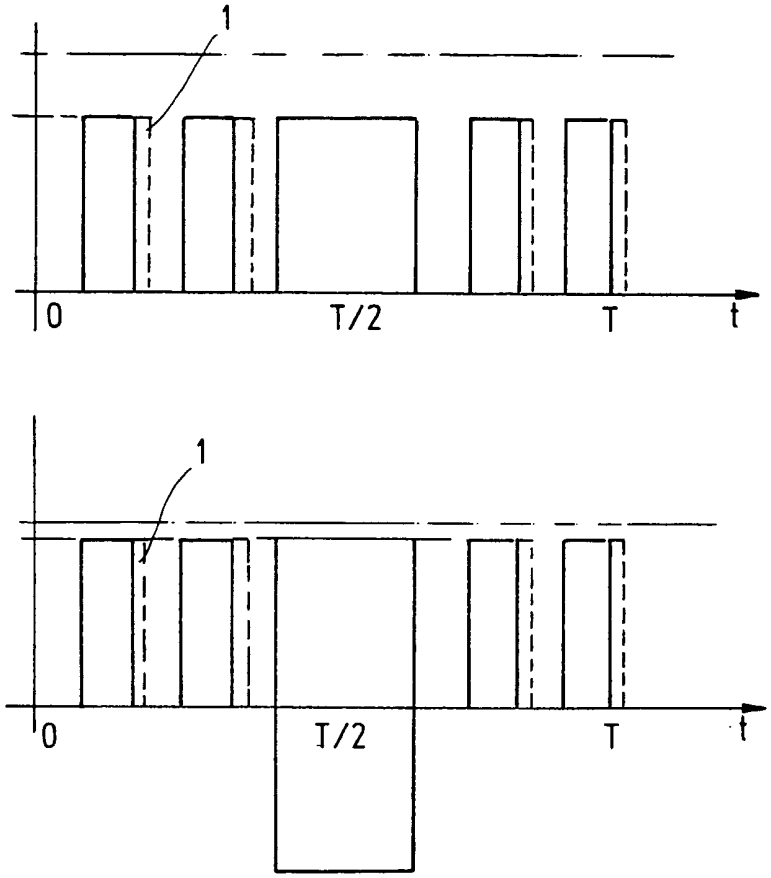


Fig.1biii

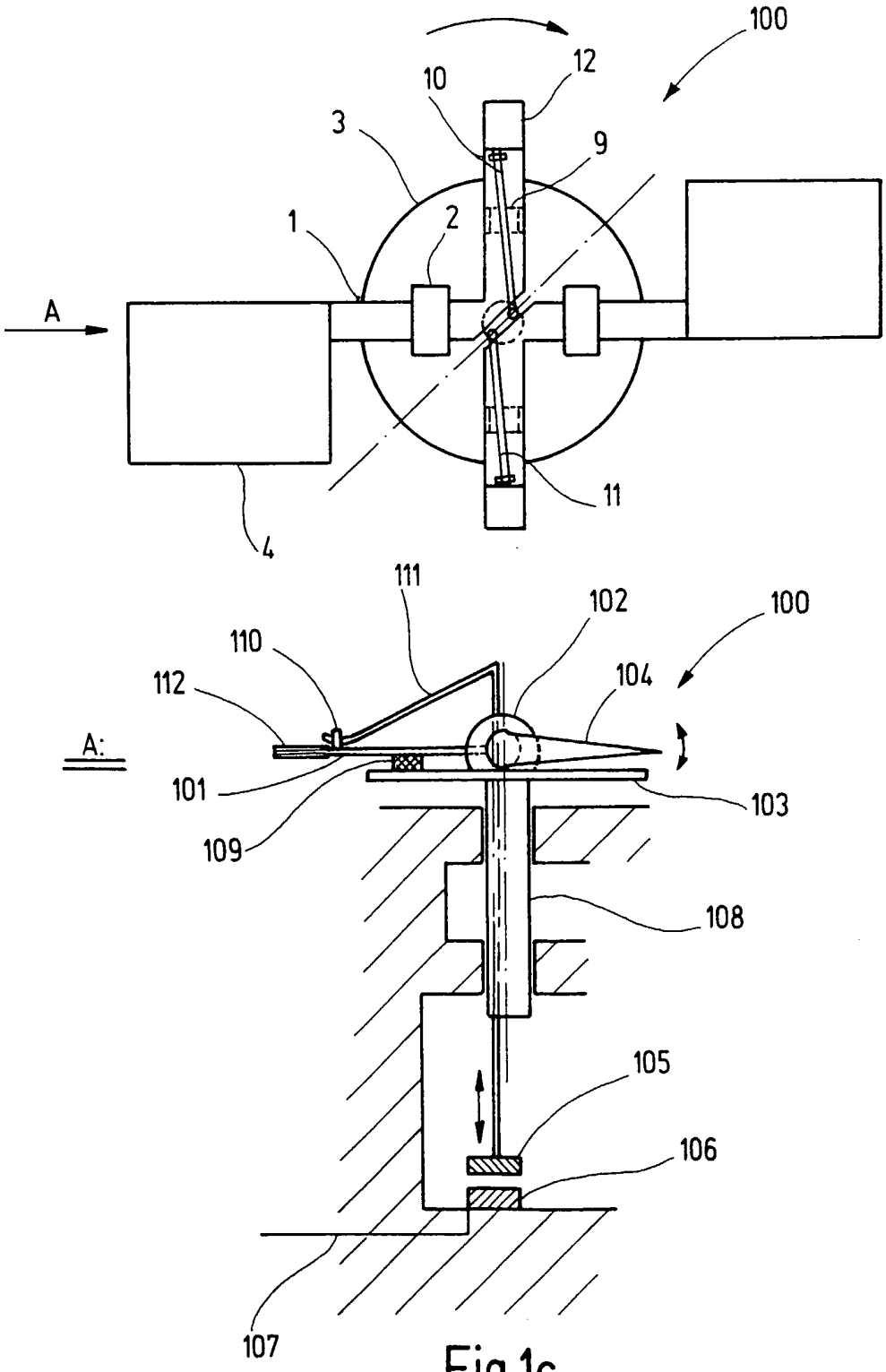

100
12
10
3
9
1
2
A
11
4
111
102
100
110
104
112
A:
101
103
109
108
105
106
107

Fig.1c

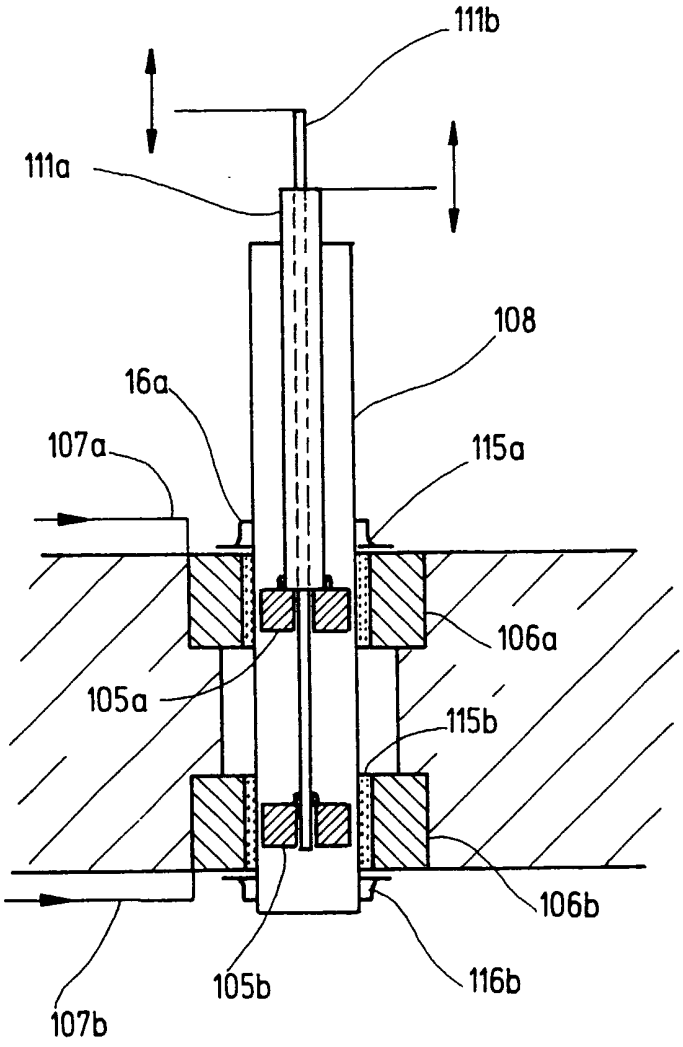

111b
111a
108
16a
107a
115a
106a
105a
115b
106b
105b
116b
107b

Fig.1d

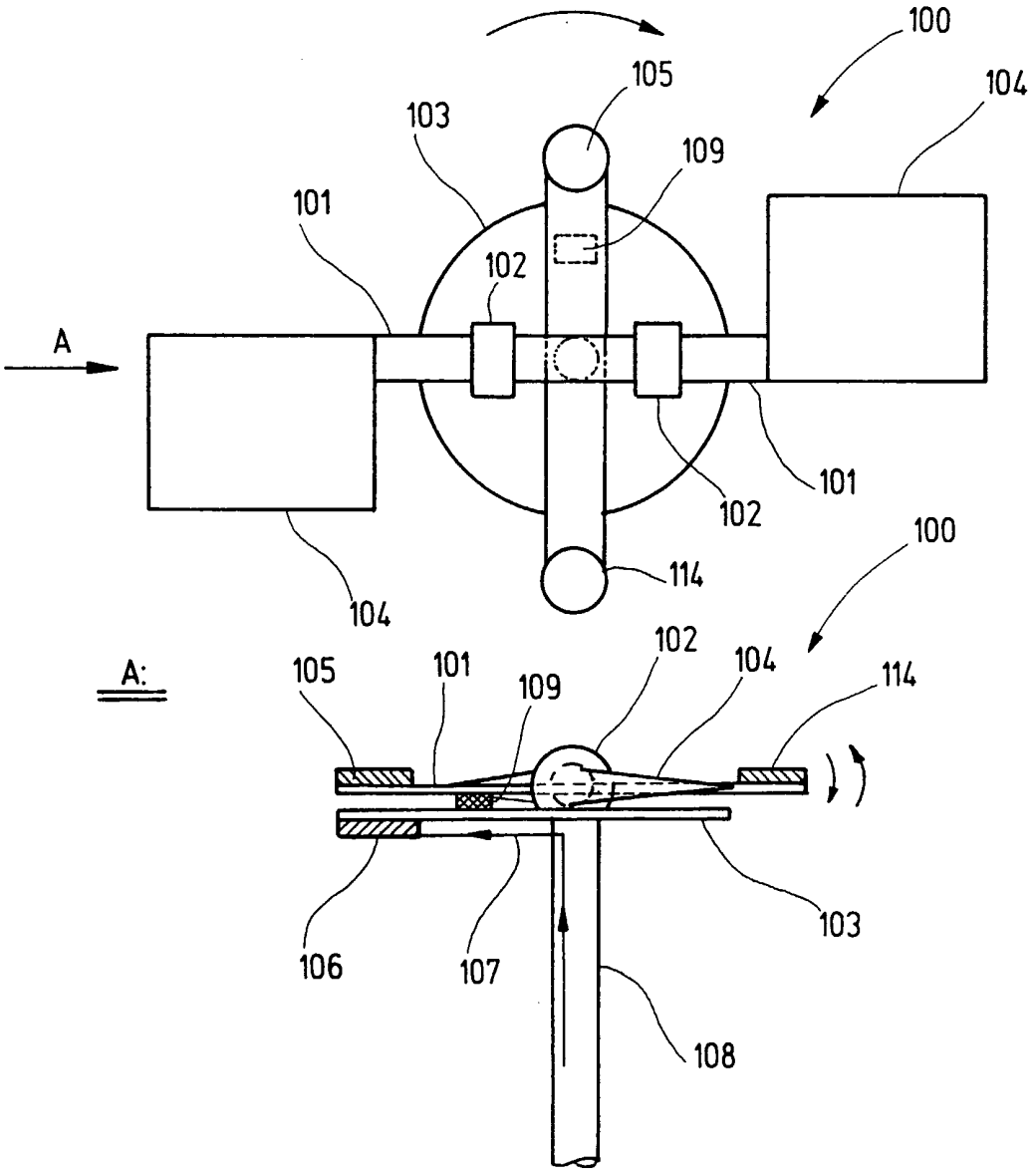

100
105
104
103
109
101
102
A
101
102
104
114
100
A:
105
101
109
102
104
114
106
107
103
108

Fig.1e

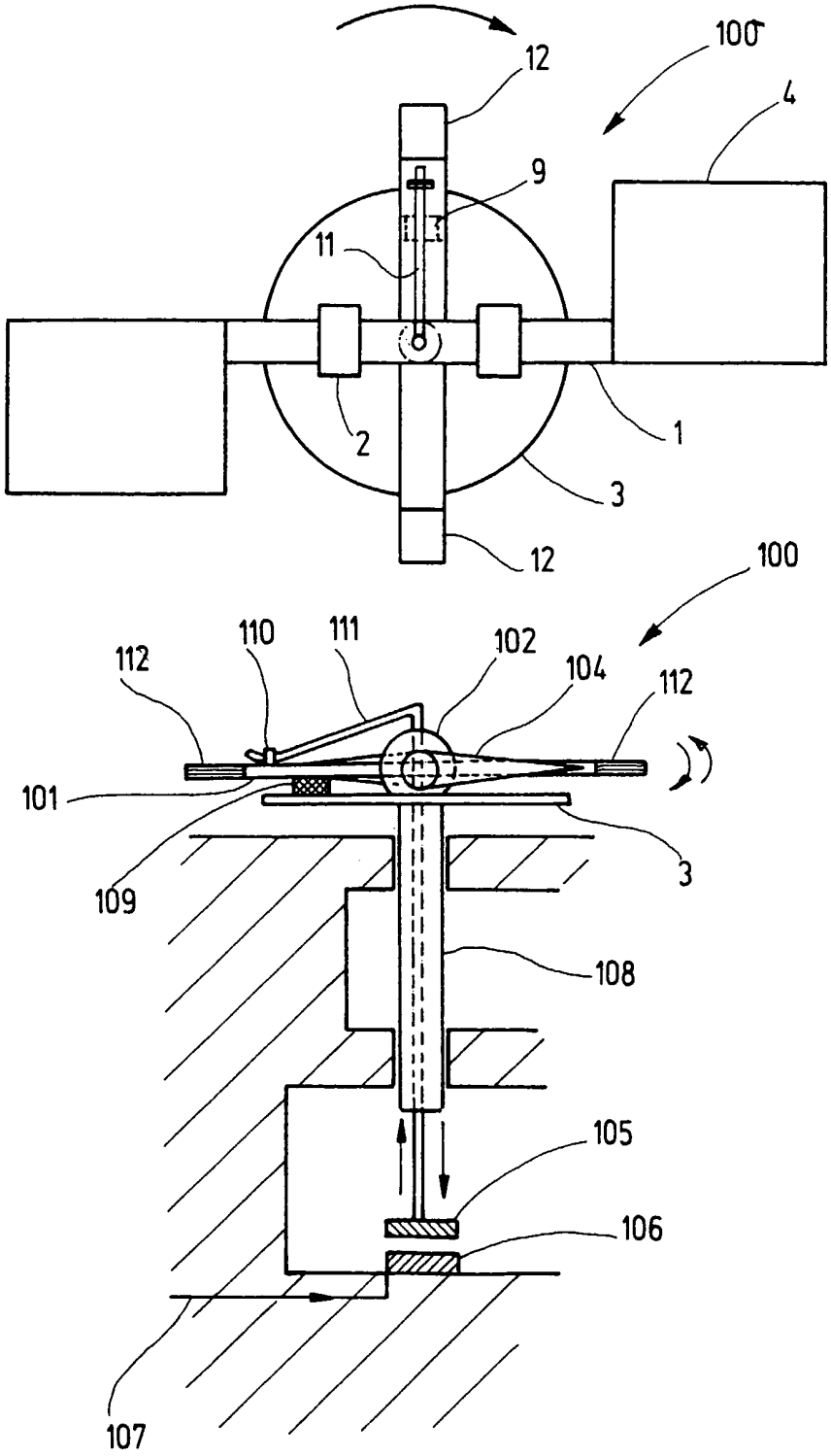

12
100
4
9
11
2
1
3
12
100
110
111
102
104
112
112
101
109
3
108
105
106
107

Fig.1f

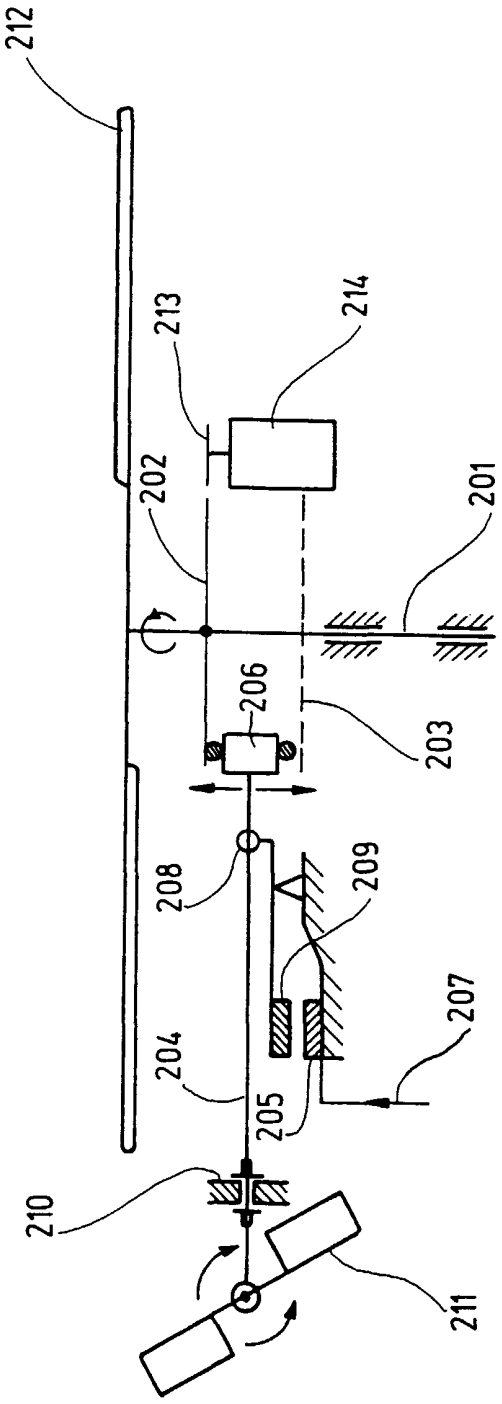


Fig.2

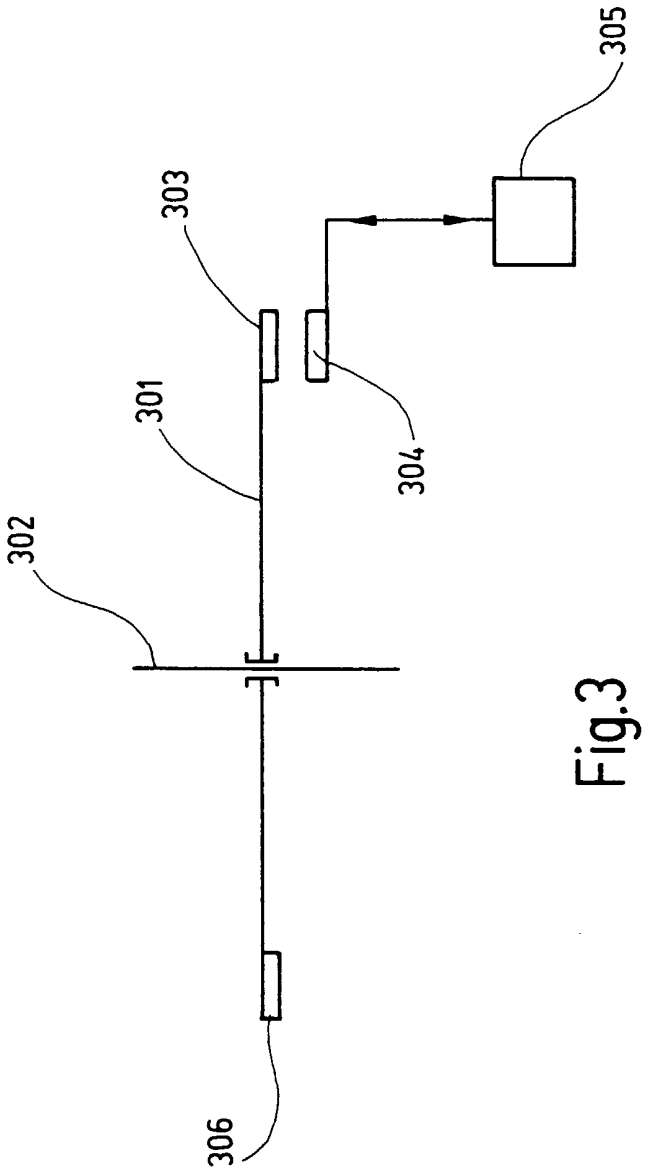
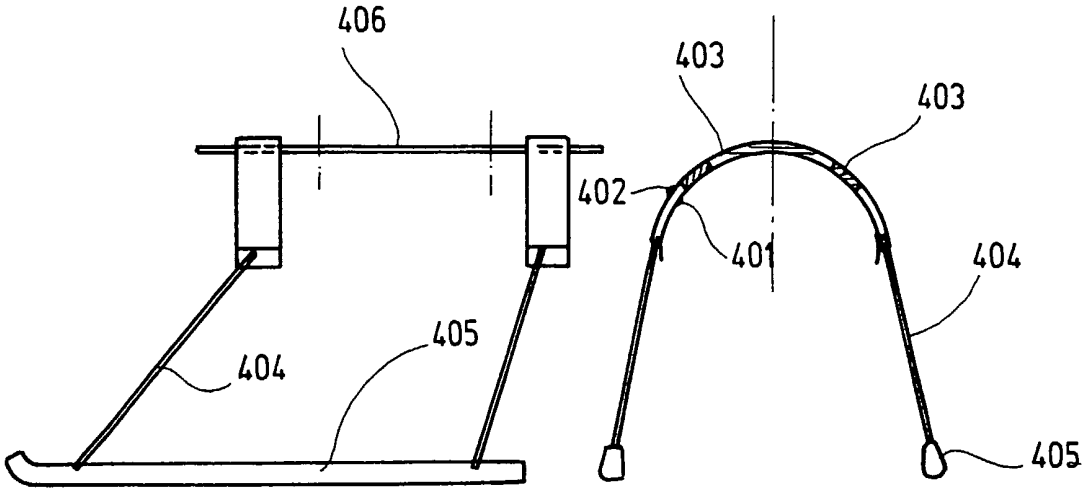


Fig.3



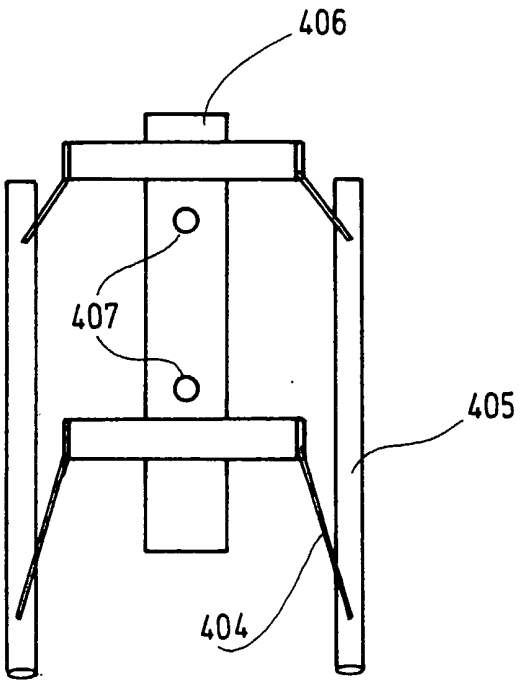


Fig.4a

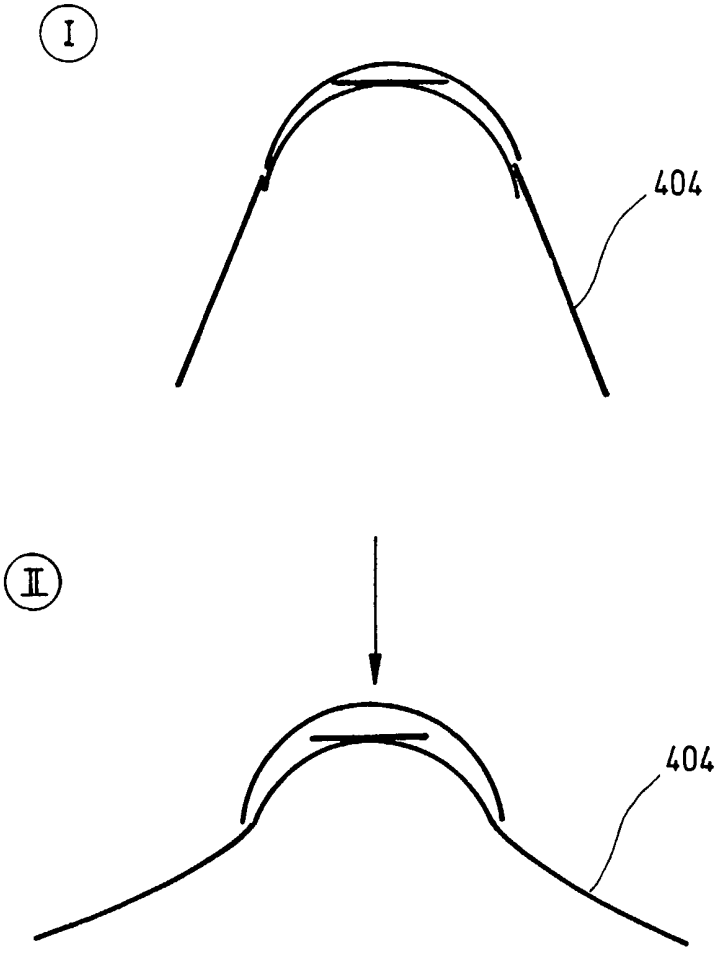


Fig.4b

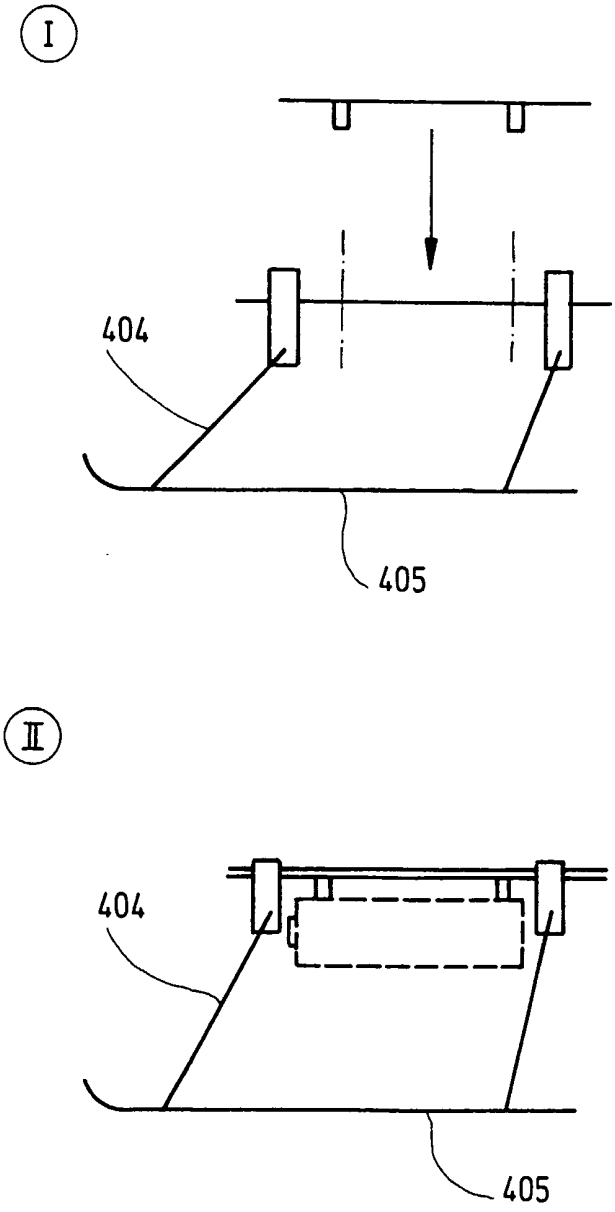


Fig.4c

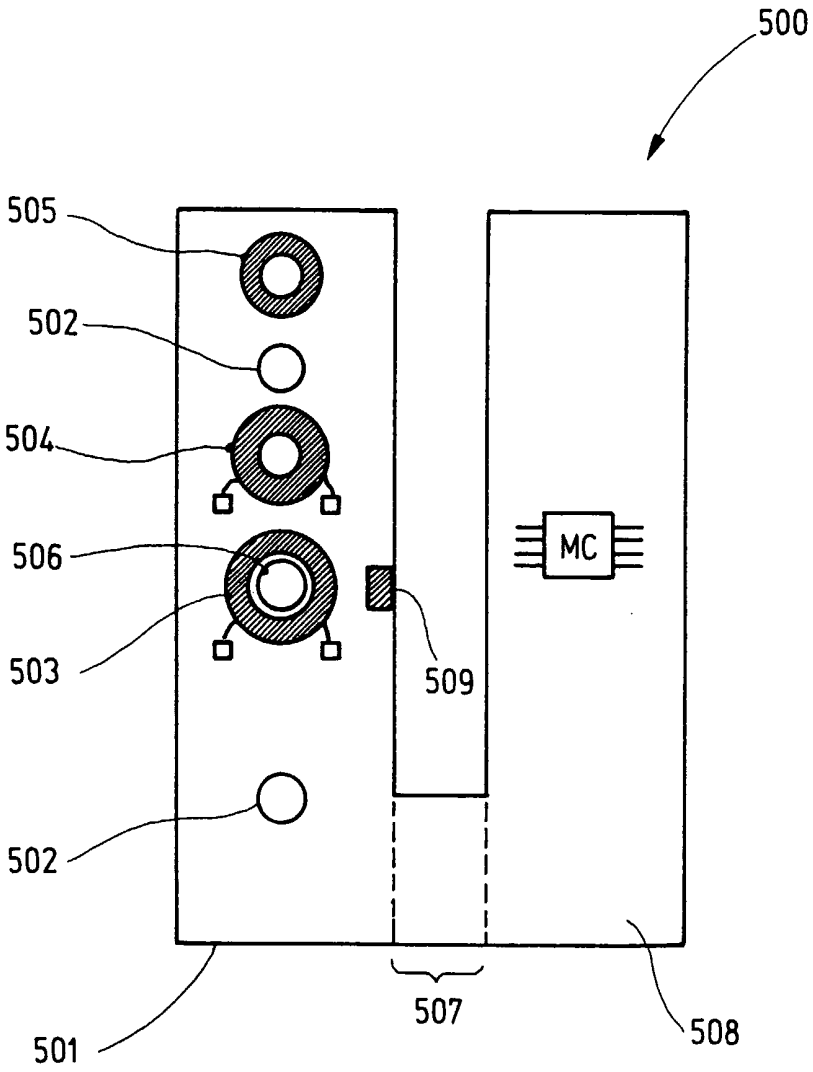


Fig.5

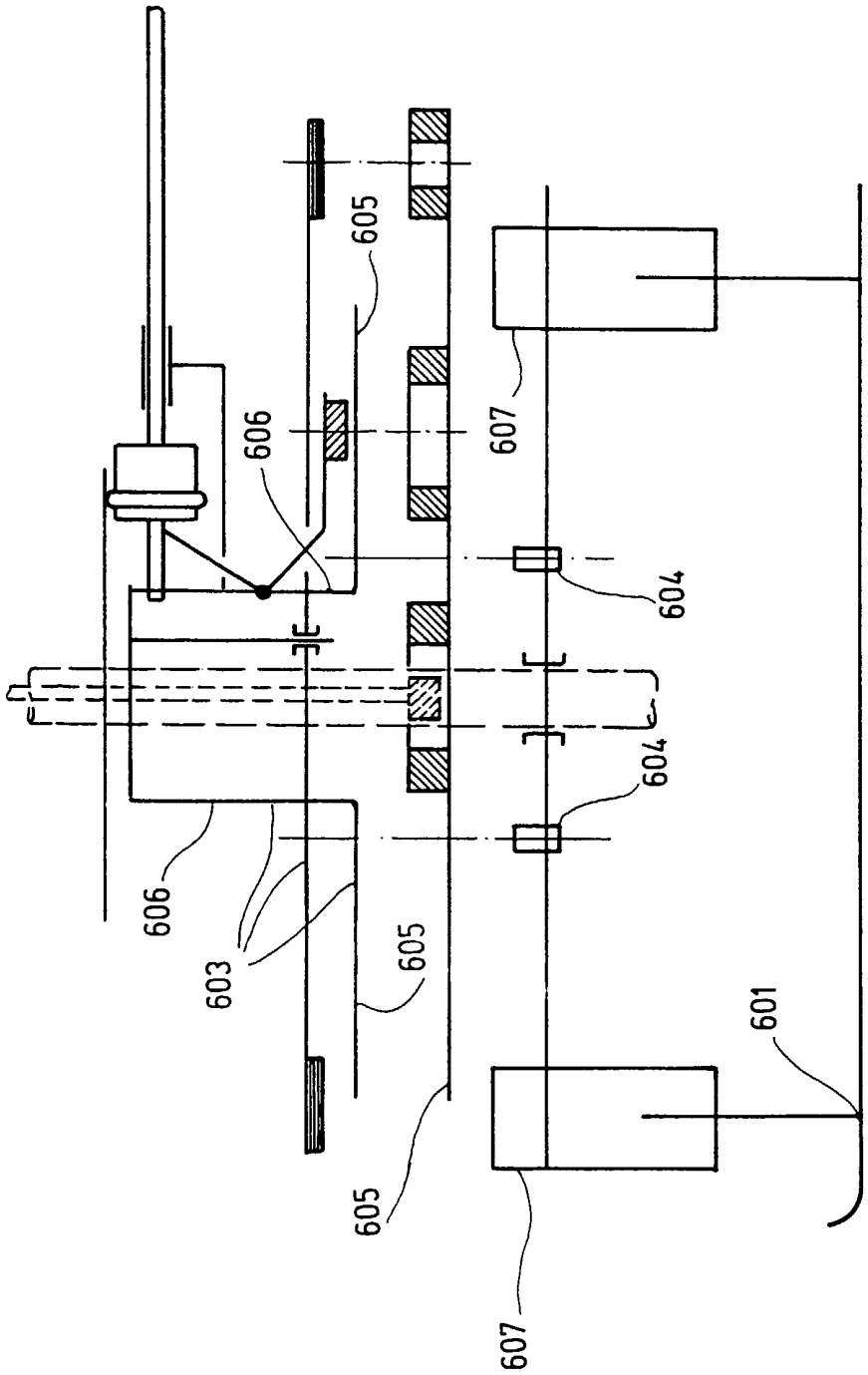


Fig.6