

(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
24. November 2022 (24.11.2022)



(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
WO 2022/243559 A1

- (51) Internationale Patentklassifikation:
B64C 29/00 (2006.01) *B64C 39/00* (2006.01)
- (21) Internationales Aktenzeichen: PCT/EP2022/063841
- (22) Internationales Anmeldedatum:
23. Mai 2022 (23.05.2022)
- (25) Einreichungssprache: Deutsch
- (26) Veröffentlichungssprache: Deutsch
- (30) Angaben zur Priorität:
21175290.2 21. Mai 2021 (21.05.2021) EP
- (71) Anmelder: CYCLOTECH GMBH [AT/AT]; Franzosenhausweg 53a, 4030 Linz (AT).
- (72) Erfinder: HOFREITHER, Klemens; Hauptplatz 20, 4300 St. Valentin (AT). KINAST, Lukas; Leopold-Figl-Str. 36/1/4, 4040 Linz (AT).
- (74) Anwalt: BOSCH JEHLE PATENTANWALTSGESellschaft MBH; Flüggenstr. 13, 80639 München (DE).
- (81) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare nationale Schutzrechtsart): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GI, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV,

(54) Title: AIRCRAFT

(54) Bezeichnung: FLUGGERÄT

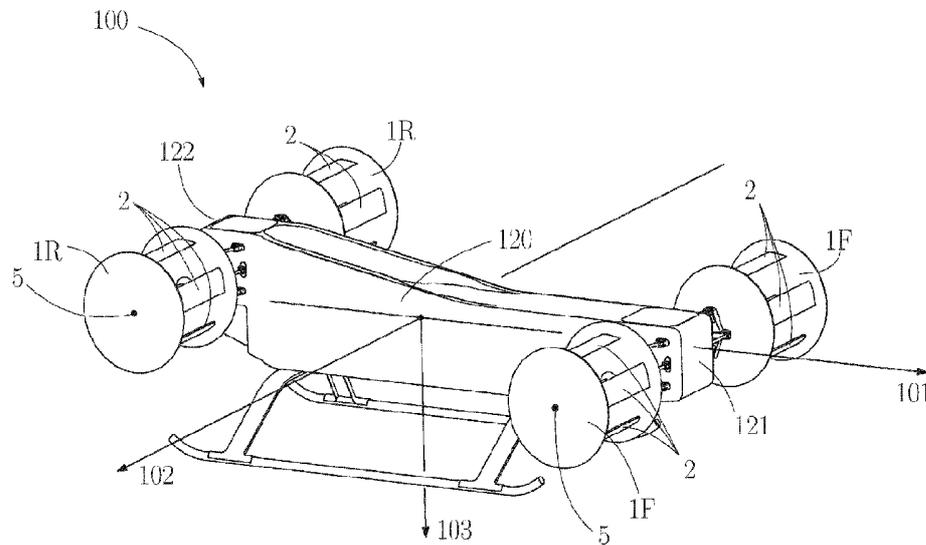


Fig. 1

(57) Abstract: The invention relates to an aircraft (100) comprising an aircraft body (120) which defines a longitudinal direction, a vertical direction and a transverse direction, and at least two drive devices (1) which can rotate about a respective associated rotational axis (5) in order to generate a respective associated thrust vector, wherein a first number of the drive devices are arranged along a first straight line running parallel to the transverse direction, and a second number of drive devices are arranged along a second straight line running parallel to the transverse direction, the first straight line is spaced apart from the second straight line, and the centre of gravity of the aircraft is positioned between the first straight line and the second straight line. The aircraft is designed to perform a hovering flight, such that, in the hovering flight, each of the associated rotational axes (5) is orientated substantially in the transverse direction

WO 2022/243559 A1

SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC,
VN, WS, ZA, ZM, ZW.

(84) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare regionale Schutzrechtsart): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasisches (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), europäisches (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Veröffentlicht:

- mit internationalem Recherchenbericht (Artikel 21 Absatz 3)
- vor Ablauf der für Änderungen der Ansprüche geltenden Frist; Veröffentlichung wird wiederholt, falls Änderungen eingehen (Regel 48 Absatz 2 Buchstabe h)

of the aircraft body, and each of the at least two drive devices rotates about the respective associated rotational axis substantially in the same rotational direction. The invention also relates to aircraft configurations with further orientations of the rotational axes.

(57) Zusammenfassung: Die Erfindung betrifft ein Fluggerät (100) umfassend einen Fluggerätekörper (120), der eine Längsrichtung, eine Vertikalrichtung und eine Querrichtung definiert, und mindestens zwei Antriebsvorrichtungen (1), die um eine jeweils zugeordnete Drehachse (5) drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen, wobei eine erste Anzahl der Antriebsvorrichtungen entlang einer ersten Geraden, die parallel zur Querrichtung verläuft, und eine zweite Anzahl der Antriebsvorrichtungen entlang einer zweiten Geraden, die parallel zur Querrichtung verläuft, angeordnet ist, die erste Gerade von der zweiten Geraden beabstandet ist, und der Massenschwerpunkt des Fluggeräts zwischen der ersten Geraden und der zweiten Geraden positioniert ist. Das Fluggerät ist dazu ausgelegt, einen Schwebeflug durchzuführen, dadurch, dass im Schwebeflug jede der zugeordneten Drehachsen (5) im Wesentlichen in Querrichtung des Fluggerätekörpers ausgerichtet ist, und jede der mindestens zwei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht. Fluggeräte-Konfigurationen mit weiteren Ausrichtungen der Drehachsen werden auch betrachtet.

5

Fluggerät

Die Erfindung betrifft ein Fluggerät sowie Verfahren zur Herstellung und Steuerung des Fluggeräts. Insbesondere betrifft die Erfindung ein Fluggerät, das einen stabilen Schwebeflug bei in gleicher Richtung rotierenden Antriebsvorrichtungen, insbesondere Cyclogyro-Rotoren, einnehmen kann.

Fluggeräte, die Cyclogyro-Rotoren als Antriebsvorrichtungen verwenden, werden als Cyclogyros bezeichnet. Bei Cyclogyros handelt es sich darüber hinaus, genauso wie bei Helikoptern, um sog. Senkrechtstarter (auch VTOL-Fahrzeuge genannt, von englisch „Vertical Take-Off and Landing“), also um Fluggeräte, die in der Lage sind, senkrecht ohne Start- und Landebahn zu starten und zu landen.

Ein Cyclogyro-Rotor basiert auf dem Prinzip der Schuberzeugung mit rotierenden Flügeln, die dann Rotorblätter genannt werden. Im Gegensatz zu klassischen rotierenden Flügeln, wie etwa jenen, die bei der Antriebsvorrichtung eines Helikopters zum Einsatz kommen, ist die Rotationsachse der Flügel eines Cyclogyro-Rotors parallel zur Längsachse der Flügel / Rotorblätter ausgerichtet. Die Schubrichtung des gesamten Cyclogyro-Rotors liegt normal zur Rotationsachse.

25

Im stationären Betrieb, wie etwa dem Schwebeflug oder dem Vorwärtsflug mit konstanter Geschwindigkeit, sollen alle Rotorblätter des Cyclogyro-Rotors idealerweise zu jedem Zeitpunkt bestmöglich zur Strömungsrichtung ausgerichtet sein, um jeweils einen maximalen Beitrag zum gesamten Schub bei minimal erforderlicher Antriebsleistung zu leisten. Die maximale Neigung der Rotorblätter gegenüber der Strömungsrichtung beeinflusst direkt den Betrag des erzeugten Schubes. Durch die Drehung des Rotors muss die Neigung jedes Rotorblatts während einer Umdrehung laufend geändert werden. Jedes Rotorblatt eines Cyclogyro-Rotors vollzieht somit eine periodische Änderung des

30

Neigungswinkels. Diese periodische Änderung des Neigungswinkels wird als Pitch-Bewegung bezeichnet.

Zur Erzeugung der Pitch-Bewegung sind unterschiedliche Pitch-Mechanismen bekannt.

- 5 Beispielweise kann jedes Rotorblatt über ein oder mehrere Pleuel mit einer exzentrischen Lagerungsachse verbunden werden. Die sich daraus ergebende Pitch-Bewegung eines Rotorblatts wiederholt sich dabei zyklisch mit jeder Rotorumdrehung.

- 10 Diverse Ausgestaltungen von Antriebsvorrichtungen für Cyclogyros sind etwa in den europäischen Patentanmeldungen veröffentlicht unter Nr. EP 3548378 A1 und EP 3715249 A1 beschrieben.

- 15 Durch die periodische Verstellung der Rotorblätter wird ein Schubvektor normal zur Drehachse des Rotors erzeugt. Mit Hilfe einer Offset-Vorrichtung wird die periodische Rotorblattverstellung verändert, und somit kann der Schubvektor in der gesamten Ebene, welche normal zur Drehachse des Rotors steht, gedreht werden (Schubvektorsteuerung).
Zusätzlich zum Schubvektor erzeugt der Rotor ein Drehmoment um die Drehachse entgegen der Drehrichtung des Rotors resultierend aus den Tangentialkomponenten der an den Rotorblättern angreifenden Luftkräften, nämlich den Auftriebs- und Luftwiderstandskräften.

- 20 Wird der Rotor von außen mit Luft angeströmt, ändern sich die aerodynamischen Eigenschaften und somit die Eigenschaften des erzeugten Schubvektors. Befindet sich der Rotor im Vorwärtsflug, wird er von vorne aktiv mit Luft angeströmt. Die veränderten Eigenschaften können näherungsweise mit dem Magnus-Effekt erklärt werden. Dieser besagt:
25 „Ein rotierender runder Körper in einer Strömung erfährt eine Querkraft normal zur Strömungsrichtung.“

- Die Richtung der Querkraft ist abhängig von der Drehrichtung des Körpers bzw. hier: des Cyclogyro-Rotors.

- 30 Bei beispielsweise aus dem Artikel von I.S. Hwang et al.: „Development of a Four-Rotor Cyclocopter“ aus Journal of Aircraft, Vol. 45, Nr. 6, November–Dezember 2008, Seiten 2151 ff. und dem Artikel von M. Benedict et al.: „Experimental Optimization of MAV-Scale Cycloidal Rotor Performance“ aus Journal of the American Helicopter Society 56, 022005

(2011) bekannten Fluggeräten bzw. Cyclogyros drehen Rotoren jedoch in entgegengesetzter Richtung bei gleichbleibender Anströmung. In diesem Fall, d.h., wenn die Rotoren in entgegengesetzter Richtung drehen, wirken die durch den Magnus-Effekt hervorgerufenen Querkräfte der Rotoren nicht in dieselbe Richtung und können somit die gesamte Schubkraft verringern oder den Leistungsbedarf bei geforderter gleicher Auftriebskraft erhöhen. Bei höheren Vorwärtsgeschwindigkeiten und entgegengesetzter Drehrichtung ist es somit möglich, dass die negative Auswirkung des Magnus-Effekts vom Rotor nicht mehr kompensiert werden kann. Dadurch ist das Fluggerät nicht mehr flugfähig und der Rotor kann nicht als auftriebserzeugende Komponente eingesetzt werden.

10

Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist es daher, ein Fluggerät bereitzustellen, das auch bei hohen Geschwindigkeiten im Vorwärtsflug eine stabile Fluglage einzunehmen vermag.

Diese Aufgabe wird durch das Fluggerät mit den Merkmalen gemäß Anspruch 1, durch das Fluggerät mit den Merkmalen gemäß Anspruch 5, die Verfahren zur Herstellung eines Fluggeräts gemäß Ansprüchen 17 bzw. 18 sowie die Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts gemäß Ansprüchen 19 bzw. 20 gelöst. Vorteilhafte Ausgestaltungen der vorliegenden Erfindung sind in den Unteransprüchen 2 bis 4, 6 bis 16 und 21 bis 24 angegeben.

20

Gemäß einem ersten Aspekt der Erfindung wird ein Fluggerät bereitgestellt, das folgende Komponenten umfasst: einen Fluggerätekörper, der eine Längsrichtung, eine Vertikalrichtung und eine Querrichtung definiert, wobei die Längsrichtung der Richtung vom Heck zur Nase des Fluggeräts entspricht, die Vertikalrichtung mit der Richtung der Erdanziehungskraft übereinstimmt, wenn das Fluggerät am Boden ruht, und die Querrichtung senkrecht auf der Längsrichtung und der Vertikalrichtung steht, und mindestens zwei Antriebsvorrichtungen, die um eine jeweils zugeordnete Drehachse drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen. Dabei ist eine erste Anzahl von Antriebsvorrichtungen entlang einer ersten Geraden, die parallel zur Querrichtung verläuft, angeordnet, und eine zweite Anzahl der Antriebsvorrichtungen ist entlang einer zweiten Geraden, die parallel zur Querrichtung verläuft, angeordnet. Die erste Gerade ist von der zweiten Geraden beabstandet, und der Massenschwerpunkt des Fluggeräts ist bezüglich der Längsrichtung zwischen der ersten Geraden und der zweiten Geraden positioniert. Das Fluggerät ist dabei dazu ausgelegt, einen Schwebeflug durchzuführen, bei dem sämtliche auf das Fluggerät

30

wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, dadurch, dass im Schwebeflug jede der zugeordneten Drehachsen im Wesentlichen in Querrichtung des Fluggerätekörpers ausgerichtet ist, und jede der mindestens zwei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht.

Erfindungsgemäß ist eine Drehachse im Wesentlichen in Querrichtung des Fluggerätekörpers ausgerichtet, wenn der Winkel, der zwischen der Drehachse, und einer Achse, die in Querrichtung verläuft und die Drehachse schneidet, eingeschlossen ist, geringer als 45° , bevorzugt geringer als 30° , besonders bevorzugt geringer als 15° , ist.

Im Sinne der Erfindung ist es somit nicht erforderlich, dass sämtliche Drehachsen im Schwebeflug mathematisch exakt parallel ausgerichtet sind. Es kann sogar zweckmäßig sein, wenn der Winkel zwischen einer Drehachse und einer Achse, die in Querrichtung verläuft und die Drehachse schneidet im Bereich zwischen 5° und 30° , besonders bevorzugt, zwischen 10° und 20° liegt.

Des Weiteren drehen erfindungsgemäß die Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung, wenn das Skalarprodukt vom Vektor der Winkelgeschwindigkeit einer bestimmten Antriebsvorrichtung und einem fest vorgegebenen, aber beliebigen in Querrichtung zeigenden Vektor für alle Antriebsvorrichtungen dasselbe Vorzeichen besitzt. Das heißt also, um zu überprüfen, dass alle betrachteten Antriebsvorrichtungen bzw. jede der betrachteten Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung drehen, wird zunächst ein Vektor in Querrichtung fest vorgegeben. Anschließend wird für eine erste Antriebsvorrichtung das Skalarprodukt von deren Winkelgeschwindigkeitsvektor und dem fest vorgegebenen Vektor berechnet; danach für eine zweite Antriebsvorrichtung das Skalarprodukt von deren Winkelgeschwindigkeitsvektor und dem fest vorgegebenen Vektor; etc. Abschließend werden lediglich die Vorzeichen (Plus oder Minus) der so berechneten Skalarprodukte verglichen. Sind sämtliche Vorzeichen gleich, drehen die betrachteten Antriebsvorrichtungen bzw. dreht jede der betrachteten Antriebsvorrichtungen im Sinne der Erfindung im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung.

Im Sinne der Erfindung ist daher weder erforderlich, dass im Schwebeflug sämtliche Drehachsen mathematisch exakt parallel ausgerichtet sind, noch, dass sämtliche

Antriebsvorrichtungen mit derselben Dreh- bzw. (betragsmäßigen) Winkelgeschwindigkeit um die Drehachse rotieren.

Dadurch, dass das Fluggerät derart ausgelegt ist, einen Schwebeflug bei im Wesentlichen in dieselbe Richtung drehenden Antriebsvorrichtungen durchzuführen, wird eine Reduzierung der Leistungsaufnahme der Antriebsvorrichtungen erreicht. Vereinfacht ausgedrückt ersetzt der erfindungsgemäß auftretende Magnus-Effekt einen Teil der Schubkraft der Antriebsvorrichtungen und reduziert damit den Leistungsbedarf im Vorwärtsflug gegenüber dem Schwebeflug. Weil somit mehr Restleistung für die Antriebsvorrichtungen im Vorwärtsflug übrig bleibt, erhöht sich insbesondere die Agilität des Fluggeräts im Vorwärtsflug.

Der Magnus-Effekt besagt, dass ein rotierender runder Körper in einer Strömung eine Querkraft normal zur Strömungsrichtung erfährt. Im Falle der erfindungsgemäßen Antriebsvorrichtungen, die im Wesentlichen in dieselben Richtung drehen, kann durch diesen Effekt ein zusätzlicher Schubvektor bzw. eine zusätzliche Schubkraft in vertikaler Richtung erzeugt werden. Somit wird die gesamte Auftriebskraft der Antriebsvorrichtungen erhöht. Der Magnus-Effekt ersetzt einen Teil der von der Antriebsvorrichtung aufzubringenden Schubkraft und reduziert somit den Leistungsbedarf im Vorwärtsflug gegenüber dem Schwebeflug. Befindet sich nun der Rotor im Vorwärtsflug, wird er von vorne aktiv mit Luft angeströmt. In der erfindungsgemäßen Konfiguration, bei der die Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Richtung drehen, wirkt bei gleichbleibender Anströmung die zusätzliche Querkraft des Magnus-Effektes im Wesentlichen in dieselbe Richtung wie die Schubkraft der Antriebsvorrichtungen und erhöht somit die gesamte Schubkraft oder verringert den Leistungsbedarf bei geforderter gleicher Auftriebskraft. Im Vorwärtsflug, insbesondere bei höheren Vorwärtsgeschwindigkeiten und im Wesentlichen gleicher Drehrichtung ist es somit möglich, dass die positive Auswirkung des Magnus-Effektes eine geringere Leistung und/oder Drehgeschwindigkeit der Antriebsvorrichtungen erfordert, um das Fluggerät in einer stabilen Fluglage zu halten.

Besonders bevorzugt ist das Fluggerät weiter dazu ausgelegt, dass im Schwebeflug der Massenschwerpunkt des Fluggeräts derart positioniert ist, dass dadurch bewirkt wird, dass sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im

Wesentlichen verschwinden, wenn eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen einen ihnen jeweils zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen. Mit dieser Anweisung ist die Einschränkung verbunden, dass der Massenschwerpunkt des Fluggeräts bezüglich der Längsrichtung innerhalb eines Bereichs liegen muss, der dadurch bestimmt ist, dass das Fluggerät den Schwebeflug durchführen kann, wenn eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen mit maximaler Schubkraft bzw. maximalem Schubvektor angetrieben werden. Anders ausgedrückt: Befindet sich der Massenschwerpunkt innerhalb des besagten Bereichs, sind die Antriebsvorrichtungen in der Lage, entsprechende Schubvektoren zu erzeugen, damit das Fluggerät den Schwebeflug ausführen kann.

10

Im Schwebeflug ist die Anströmgeschwindigkeit grundsätzlich geringer als im Vorwärtsflug. Dadurch, dass für das erfindungsgemäße Fluggerät die Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen für den Schwebeflug vorgegeben werden, und die Position des Massenschwerpunktes für den Schwebeflug bestimmt wird, wird sichergestellt, dass auch im Vorwärtsflug eine stabile Fluglage möglich ist. Wie vorstehend ausgeführt, ist der erfindungsgemäße positive Effekt, der durch den Magnus-Effekt bewirkt wird, um so größer, je größer die Anströmgeschwindigkeit ist. Daher wird durch die erfindungsgemäße Konfiguration des Fluggeräts im Schwebeflug sichergestellt, dass das Fluggerät insbesondere im Vorwärtsflug eine stabile Fluglage einnehmen kann, weil im Vorwärtsflug der Magnus-Effekt zu einer stärkeren Erhöhung des Schubvektors führt als im Falle des Schwebeflugs.

20

Bei der Auslegung und Konfiguration eines erfindungsgemäßen Fluggerätes mit Antriebsvorrichtungen müssen alle Kräfte und Drehmomente der Antriebsvorrichtungen berücksichtigt werden. Grundsätzlich wird die Schubkraft bzw. der Schubvektor dazu verwendet, die benötigte Auftriebskraft zu erzeugen und/oder die Fluglage des Fluggerätes zu regeln. Zweckmäßigerweise umfasst das Fluggerät dazu eine Schubvektorsteuerung, die die benötigte Schubkraft bzw. benötigten Schubvektoren im Schwebeflug und/oder im Vorwärtsflug regelt.

25

Jede der erfindungsgemäßen Antriebsvorrichtungen erzeugt ein Drehmoment entgegen der Drehrichtung. Dieses Drehmoment um die Drehachse entgegen der Drehrichtung der Antriebsvorrichtung resultiert aus, u.a. durch den Luftwiderstand bewirkten, tangentialen Luftkräften. Um eine konstante Drehgeschwindigkeit aufrechtzuerhalten, muss die Antriebsvorrichtung somit ein (Antriebs-)Drehmoment erzeugen, das dem aufgrund der

30

tangentialen Luftkräfte resultierenden Drehmoment entgegenwirkt. Damit die Antriebsvorrichtung allerdings ein solches (Antriebs-)Drehmoment auch während der Flugphase erzeugen kann, ist ein weiteres Drehmoment erforderlich, das der Fluggerätekörper (gemäß dem Prinzip von *actio = reactio*) aufbringen muss, um die

5 Antriebsvorrichtung in der Luft „abzustützen“. Dieses letztgenannte Drehmoment ist, um eine konstante Rotationsgeschwindigkeit gegen die Luftkräfte aufrechtzuerhalten, (bei Vernachlässigung dissipativer Effekte) betragsmäßig etwa gleich groß wie das durch die tangentialen Luftkräfte erzeugte Drehmoment, und zeigt auch in dieselbe Richtung wie letzteres. Da das durch die Luftkräfte erzeugte Drehmoment der Drehrichtung der

10 Antriebsvorrichtung entgegenwirkt, wirkt auch das vom Fluggerätekörper aufgebrachte Drehmoment der Drehrichtung der Antriebsvorrichtung entgegen. Unter der Annahme, dass das Drehmoment durch die Luftkräfte und jenes der Antriebsvorrichtung im Wesentlichen betragsmäßig gleich, aber entgegengesetzt gerichtet sind, bleibt aufgrund der Rotation der Antriebsvorrichtung als Netto-Drehmoment das vom Fluggerätekörper aufgebrachte

15 Drehmoment übrig.

Die Kompensation dieses Drehmoments bzw. dieser Drehmomente erfolgt erfindungsgemäß dadurch, dass der Massenschwerpunkt des Fluggeräts dermaßen positioniert ist, dass unter Berücksichtigung der den Antriebsvorrichtungen jeweils zugeordneten und vorgegebenen

20 Schubvektoren, im Schwebeflug sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden.

Dadurch, dass erfindungsgemäß die Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe

25 Drehrichtung drehen, wirken die vorstehend beschriebenen durch den Fluggerätekörper bewirkten Drehmomente aller dieser Antriebsvorrichtungen auch im Wesentlichen in die gleiche Richtung. Die Drehmomente addieren sich also und heben sich nicht gegenseitig auf.

30 Um eine stabile Fluglage im Schwebeflug sowie im Vorwärtsflug erreichen zu können, muss das Gleichgewicht aller Kräfte und Drehmomente, welche auf das Fluggerät wirken, erfüllt werden. Die Berechnung erfolgt mittels Impuls- und Drallsatz.

Der Impulssatz lautet:

$$m\ddot{\mathbf{r}}_s = \mathbf{F},$$

wobei m der Masse des Fluggeräts, $\ddot{\mathbf{r}}_s$ dem Beschleunigungsvektor des
Massenschwerpunktes des Fluggeräts und \mathbf{F} dem Kraftvektor, welcher auf das Fluggerät
5 einwirkt, entspricht.

Der Drallsatz sagt aus

$$\dot{\mathbf{L}}_s = \mathbf{M}_s,$$

wobei $\dot{\mathbf{L}}_s$ die zeitliche Änderung des Drehimpulsvektors (Drallvektors) und \mathbf{M}_s der
10 Drehmomentvektor sind, welche auf das Fluggerät einwirken.

Bei der Forderung nach einer stabilen Fluglage (Schwebeflug, gleichmäßige
Geschwindigkeit im Vorwärtsflug, usw.) müssen der Beschleunigungsvektor $\ddot{\mathbf{r}}_s$ und die
zeitliche Änderung des Drehimpulsvektors $\dot{\mathbf{L}}_s$ null sein. Somit muss sowohl die Summe aller
15 äußeren Kräfte (\mathbf{F}) als auch die Summe aller Drehmomente um den Massenschwerpunkt
(\mathbf{M}_s) jeweils entsprechend null ergeben. Die Kräfte, die auf das Fluggerät im Schwebeflug
wirken, sind die Schwerkraft sowie die Schubkräfte der Antriebsvorrichtungen. Die
Drehmomente, die bezüglich des Massenschwerpunktes des Fluggeräts wirken, sind die
Drehmomente, die durch die Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen, die in zugehörigen
20 Abständen vom Massenschwerpunkt des Fluggeräts gelagert sind, erzeugt werden, sowie die
(Stütz-)Drehmomente, die vom Fluggerätekörper erzeugt werden, und sämtlich im
Wesentlichen in dieselbe Richtung zeigen.

Das Kräfte- und Drehmomente-Gleichgewicht kann somit dadurch erfolgen, dass die
25 Schubkräfte bzw. Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen und deren Abstände zum
Massenschwerpunkt des Fluggeräts entsprechend gewählt werden.

Bevorzugt ist die erste Anzahl der Antriebsvorrichtungen bezüglich der Längsrichtung in
einem vorderen Bereich des Flüggeräts angeordnet, und die zweite Anzahl der
30 Antriebsvorrichtungen bezüglich der Längsrichtung in einem hinteren Bereich des Fluggeräts
angeordnet. Bevorzugt umfasst das Fluggerät drei Antriebsvorrichtungen. Besonders
bevorzugt umfasst das Fluggerät vier Antriebsvorrichtungen, wobei zwei der
Antriebsvorrichtungen bezüglich der Längsrichtung in einem vorderen Bereich des
Fluggeräts angeordnet sind, und zwei weitere Antriebsvorrichtungen bezüglich der

Längsrichtung in einem hinteren Bereich des Fluggeräts angeordnet sind. Die Gesamtlänge des Fluggeräts wird in Längsrichtung gemessen. Zur einfacheren Beschreibung von Bereichen des Fluggeräts wird nachfolgend dem vordersten Teil des Fluggeräts die relative Längskoordinate 0 zugeordnet, dem hintersten Teil des Fluggeräts die relative Längskoordinate 100 %. In dieser Konvention ist der vordere Bereich dadurch bestimmt, dass er dem (Längs-)Bereich von 0 bis 40 % der Gesamtlänge des Fluggeräts entspricht, der hintere Bereich, dass er dem (Längs-)Bereich von 60 % bis 100 % der Gesamtlänge des Fluggeräts entspricht. Weiter ist es zweckmäßig, wenn die zwei im vorderen Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen auf einer gemeinsamen Geraden, die parallel zur Querrichtung ausgerichtet ist, liegen. Zweckmäßig ist es auch, wenn die zwei im hinteren Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen auf einer gemeinsamen Geraden, die parallel zur Querrichtung ausgerichtet ist, liegen.

Vorteilhafterweise sind die Antriebsvorrichtungen im vorderen Bereich entlang der ersten Geraden, die parallel zur Querrichtung verläuft, angeordnet, und die Antriebsvorrichtungen im hinteren Bereich entlang der zweiten Geraden, die parallel zur Querrichtung verläuft, angeordnet. Dabei ist der Massenschwerpunkt des Fluggeräts, wenn es den Schwebeflug ausführt, in Längsrichtung in einem Abstand l_1 von der Geraden, entlang der die Antriebsvorrichtungen im vorderen Bereich angeordnet sind, positioniert, wobei

$$l_{1min} \leq l_1 \leq l_{1max},$$

mit

$$l_{1min} = \frac{a_1 + a_2}{2} + \frac{l}{R_{max} + 1} \quad \text{und} \quad l_{1max} = \frac{a_1 + a_2}{2} + \frac{l}{R_{min} + 1},$$

worin

R_{min} ein minimal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren der im vorderen Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen, einerseits, und den Schubvektoren der im hinteren Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen, andererseits,

R_{max} ein maximal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren der im vorderen Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen, einerseits, und den Schubvektoren der im hinteren Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen, andererseits,

l der Abstand zwischen erster Geraden und zweiter Geraden,

a_1 eine Kennzahl für die im vorderen Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen, und

a_2 eine Kennzahl für die im hinteren Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen sind.

Zweckmäßigerweise ist das Fluggerät weiter dazu ausgelegt, dass im Schwebeflug die zugeordneten Drehachsen parallel ausgerichtet sind.

- 5 Schließlich soll darauf hingewiesen werden, dass es erfindungsgemäß nicht ausgeschlossen ist, dass das Fluggerät zusätzlich zu den zum erfindungsgemäßen Effekt beitragenden mindestens zwei Antriebsvorrichtungen noch weitere Antriebsvorrichtungen umfasst, die nicht im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung drehen.
- 10 Gemäß einem zweiten Aspekt der Erfindung wird ein Fluggerät bereitgestellt, das einen Fluggeräterumpf, und mindestens drei Antriebsvorrichtungen, die um den Fluggeräterumpf herum gelagert sind, und die um eine jeweils zugeordnete Drehachse drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen, umfasst. Das Fluggerät ist dabei dazu ausgelegt, einen Schwebeflug durchzuführen, bei dem sämtliche auf das Fluggerät
- 15 wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, dadurch, dass im Schwebeflug die zugeordneten Drehachsen von zwei der mindestens drei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in eine erste Richtung ausgerichtet sind, und die zugeordnete Drehachse von einer weiteren der mindestens drei Antriebsvorrichtungen im
- 20 Wesentlichen in zweite Richtung ausgerichtet ist, wobei die erste Richtung nicht parallel zur zweiten Richtung ist, und jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht.
- 25 Für das erfindungsgemäße Verständnis der Begriffe „im Wesentlichen in eine erste / zweite Richtung ausgerichtet“ und „im Wesentlichen in dieselbe Richtung dreht“ wird auf den ersten Aspekt der Erfindung verwiesen; die dort angegebenen Definitionen gelten für den zweiten Aspekt entsprechend.
- 30 Die erste Richtung ist nicht parallel zur zweiten Richtung, wenn eine (Bezugs-)Achse, die in die erste Richtung zeigt, nicht parallel zu einer (Bezugs-)Achse ist, die in die zweite Richtung zeigt. Vorzugsweise liegt der Winkel zwischen der ersten und zweiten Richtung in dem Bereich von 30° bis 110°, bevorzugt in dem Bereich 40° bis 100°, besonders bevorzugt in dem Bereich 60° bis 95°.

Bevorzugt sind die mindestens drei Antriebsvorrichtungen um den Fluggeräterumpf herum im Wesentlichen in einer Ebene gelagert. Zweckmäßig liegt der Fluggeräterumpf in der Ebene, d.h., die Ebene schneidet den Fluggeräterumpf. Weiter ist es vorteilhaft, wenn die
5 erste Richtung und die zweite Richtung in der Ebene liegen.

Hier bedeutet „im Wesentlichen in einer Ebene gelagert“, dass die Antriebsvorrichtungen bzw. deren Lagerungspunkte nicht exakt in gleicher Weise in einer Ebene enthalten sein müssen. So ist es auch noch erfindungsgemäß, wenn eine oder mehrere der
10 Antriebsvorrichtungen aus der Ebene heraus verschwenkt sind, und/oder die Antriebsvorrichtungen bezüglich der Ebene vertikal versetzt sind. Zweckmäßig ist der vertikale Versatz durch die vertikale Ausdehnung des Fluggeräterumpfs beschränkt, d.h., zweckmäßig sind die Antriebsvorrichtungen derart gelagert, dass die Drehachsen der
15 Antriebsvorrichtungen in dem Raumbereich enthalten sind, der zwischen zwei horizontalen Ebenen gebildet wird, die den Fluggeräterumpf berühren und um die vertikale Ausdehnung des Fluggeräterumpfs voneinander beabstandet sind. Die vertikale Ausdehnung ist bezogen auf die Richtung der Schwerkraft, wenn das Fluggerät am (ebenen) Boden ruht.

Bevorzugt ist jede der im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen der
20 zwei der mindestens drei Antriebsvorrichtungen derart ausgerichtet, dass sie im Wesentlichen parallel zu einer Geraden ist, die durch die zwei Antriebsvorrichtungen verläuft. Es ist zweckmäßig, wenn die Gerade durch die geometrischen Zentren (der Begriff wird weiter unten erläutert) oder Lagerungspunkte der Antriebsvorrichtungen gelegt wird.

25 Erfindungsgemäß ist eine Drehachse im Wesentlichen parallel zu einer Geraden, wenn der Winkel, der zwischen der Drehachse und der Geraden eingeschlossen ist, geringer als 45° , bevorzugt geringer als 30° , besonders bevorzugt geringer als 15° , ist.

Besonders bevorzugt umfasst das Fluggerät gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung
30 mindestens vier Antriebsvorrichtungen, die um den Fluggeräterumpf herum gelagert sind, und die um eine jeweils zugeordnete Drehachse drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen. Das Fluggerät ist dabei dazu ausgelegt, den Schwebeflug durchzuführen, dadurch, dass im Schwebeflug die zugeordneten Drehachsen von zwei der mindestens vier Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die erste Richtung

ausgerichtet sind, und die zugeordneten Drehachsen von zwei weiteren der mindestens vier Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die zweite Richtung ausgerichtet sind, wobei jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete
5 Drehachse dreht, und/oder jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die zweite Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Richtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht.

Die Vorteile, die das Fluggerät gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung gegenüber dem
10 Stand der Technik mit sich bringt, entsprechen grundsätzlich jenen, die bereits im Zusammenhang mit dem Fluggerät des ersten Aspekts der Erfindung beschrieben wurden; um Wiederholungen zu vermeiden, wird daher zunächst auf die dortigen Ausführungen, insbesondere zur Ausnützung des positiven Beitrags des Magnus-Effekts bei in gleicher Richtung drehenden Antriebsvorrichtungen, verwiesen. Im Zusammenhang mit den
15 letztgenannten Beiträgen des Magnus-Effekts ist bei der – im Folgenden auch als „sternförmig“ bezeichneten – Anordnung der Antriebsvorrichtungen um den Fluggeräterumpf herum zu berücksichtigen, dass im Vorwärtsflug in der Regel nur ein Teil der Antriebsvorrichtungen von Luft in Flugrichtung angeströmt wird. Damit wirkt sich der Magnus-Effekt im Vorwärtsflug aufgrund der im Wesentlichen gleichen Rotationsdrehung am
20 stärksten bei jenen Antriebsvorrichtungen aus, deren Drehachsen im Wesentlichen senkrecht zur Flugrichtung ausgerichtet sind. Das heißt, bei der Anordnung der Antriebsvorrichtungen gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung ist es ausreichend, wenn das Fluggerät derart konfiguriert ist, dass im Schwebeflug jede der zwei
Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen
25 im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht, oder, im Falle von mindestens vier Antriebsvorrichtungen, jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die zweite Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht. In diesem Fall ist es möglich, dass die zwei Antriebsvorrichtungen, die
30 nicht im Wesentlichen in dieselbe Richtung drehen, gegenläufig drehen. Rotieren diese beiden Antriebsvorrichtungen gegengleich, hebt sich das Drehmoment direkt auf. Allerdings ist es besonders vorteilhaft, dass das Fluggerät, wenn es mindestens vier Antriebsvorrichtungen umfasst, derart konfiguriert ist, dass im Schwebeflug jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen

im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht, und jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die zweite Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht. Damit kann sichergestellt werden, dass das Fluggerät die positive Wirkung des Magnus-Effekts beim Vorwärtsflug sowohl in der ersten Richtung und
5 zweiten Richtung ausnützen kann. Das Fluggerät ist damit flexibler und stabiler bei Flugrichtungsänderungen.

Besonders bevorzugt ist das Fluggerät weiter dazu ausgelegt, dass im Schwebeflug der
10 Massenschwerpunkt des Fluggeräts derart positioniert ist, dass dadurch bewirkt wird, dass sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, wenn eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen einen ihnen jeweils zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen. Mit dieser
15 Anweisung ist die Einschränkung verbunden, dass der Massenschwerpunkt des Fluggeräts innerhalb eines Bereichs liegen muss, der dadurch bestimmt ist, dass das Fluggerät den Schwebeflug durchführen kann, wenn eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen mit maximaler Schubkraft bzw. maximalem Schubvektor angetrieben werden. Anders ausgedrückt: befindet sich der Massenschwerpunkt innerhalb des besagten Bereichs, sind
20 die Antriebsvorrichtungen in der Lage, entsprechende Schubvektoren zu erzeugen, damit das Fluggerät den Schwebeflug ausführen kann.

Es ist bevorzugt, wenn jede der im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen der zwei der mindestens vier Antriebsvorrichtungen derart ausgerichtet ist, dass
25 sie im Wesentlichen parallel zu einer Geraden verläuft, die durch die zwei Antriebsvorrichtungen verläuft. Bevorzugt ist auch, wenn jede der im Wesentlichen in die zweite Richtung ausgerichteten Drehachsen der zwei weiteren der mindestens vier Antriebsvorrichtungen derart ausgerichtet, dass sie im Wesentlichen parallel zu einer Geraden verläuft, die durch diese zwei weiteren Antriebsvorrichtungen verläuft. Es ist
30 zweckmäßig, wenn die Geraden durch die geometrischen Zentren oder Lagerungspunkte der Antriebsvorrichtungen gelegt werden.

Wie schon beim ersten Aspekt der Erfindung erfolgt die Kompensation des bzw. der durch die im Wesentlichen in dieselbe Richtung drehenden Antriebsvorrichtungen erzeugten

Drehmoments bzw. Drehmomente erfindungsgemäß dadurch, dass der Massenschwerpunkt des Fluggeräts dermaßen positioniert ist, dass unter Berücksichtigung der den Antriebsvorrichtungen jeweils zugeordneten und vorgegeben Schubvektoren im Schwebeflug sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden. Um eine stabile Fluglage im Schwebeflug sowie im Vorwärtsflug erreichen zu können, muss das Gleichgewicht aller Kräfte und Drehmomente, welche auf das Fluggerät wirken, erfüllt werden. Die Berechnung erfolgt mittels Impuls- und Drallsatz, die schon im Zusammenhang mit dem ersten Aspekt der Erfindung angegeben und beschrieben wurden. Die dortigen Ausführungen gelten hier entsprechend, und dies wird weiter unten noch weiter dargetan.

Es ist vorteilhaft, wenn drei Antriebsvorrichtungen derart um den Fluggeräterumpf herum angeordnet sind, dass sie die Ecken eines Dreiecks, bevorzugt eines gleichseitigen Dreiecks, bilden. Zweckmäßigerweise befindet sich der Fluggeräterumpf im geometrischen Zentrum des Dreiecks. Die erste Richtung wird durch eine Gerade definiert, auf der zwei der drei Antriebsvorrichtungen liegen; die zweite Richtung steht im Wesentlichen senkrecht auf der ersten Richtung. Darüber hinaus schließt die Drehachse einer jeden der zwei auf der in die erste Richtung zeigenden Geraden liegenden Antriebsvorrichtungen mit der genannten Geraden einen Winkel ein, der im Bereich zwischen 0° und 45° , zweckmäßig zwischen 0° und 30° liegt. Das geometrische Zentrum entspricht der Mittelung aller Punkte innerhalb des Dreiecks (also der Mittelung über die Fläche des Dreiecks mit konstanter Dichte). Wird der Winkel zwischen Drehachse(n) und der in die erste Richtung zeigenden Geraden 30° gewählt, so zeigt/zeigen die Drehachse(n) der Antriebsvorrichtungen zum geometrischen Zentrum hin (bzw. von ihm weg). Der Winkel kann aber auch für jede der Antriebsvorrichtungen unterschiedlich gewählt werden. Es ist zweckmäßig, wenn die Gerade durch die geometrischen Zentren oder Lagerungspunkte der Antriebsvorrichtungen gelegt wird.

Es ist vorteilhaft, wenn n Antriebsvorrichtungen derart um den Fluggeräterumpf herum angeordnet sind, dass sie die Ecken eines n -Ecks, $n > 3$, zweckmäßigerweise die Ecken eines regelmäßigen n -Ecks, $n > 3$, bilden. Zweckmäßig befindet sich der Fluggeräterumpf im geometrischen Zentrum des n -Ecks. Dabei wird die erste Richtung durch eine erste Gerade definiert, auf der zwei der n Antriebsvorrichtungen liegen; die zweite Richtung wird durch

eine zweite Gerade definiert, auf der zwei weitere der n Antriebsvorrichtungen liegen. Die Drehachse einer jeden der zwei auf der in die erste Richtung zeigenden ersten Geraden liegenden Antriebsvorrichtungen schließt mit der ersten Geraden einen Winkel ein, der im Bereich zwischen 0° und 45° , zweckmäßig zwischen 0° und 30° , zweckmäßig im Bereich
5 zwischen 0° und 20° , besonders bevorzugt im Bereich zwischen 0° und 18° liegt. Die Drehachsen von unterschiedlichen Antriebsvorrichtungen können dabei unterschiedliche Winkel mit der ersten Geraden einschließen.

Zweckmäßig ist es auch, wenn die Drehachse einer jeden der zwei auf der in die zweite
10 Richtung zeigenden zweiten Geraden liegenden Antriebsvorrichtungen mit der zweiten Geraden einen Winkel einschließt, der im Bereich zwischen 0° und 45° , zweckmäßig zwischen 0° und 30° , zweckmäßig im Bereich zwischen 0° und 20° , besonders bevorzugt im Bereich zwischen 0° und 18° liegt. Die Drehachsen von unterschiedlichen Antriebsvorrichtungen können dabei unterschiedliche Winkel mit der zweiten Geraden
15 einschließen.

Werden die Winkel wie vorstehend genannt gewählt, ist es möglich, dass die Drehachsen der Antriebsvorrichtungen in Richtung des geometrischen Zentrums des n -Ecks (bzw. davon weg) zeigen.
20

Besonders bevorzugt heißt das, das Fluggerät umfasst 3, 4, 5, 6, 7, 8, ... Antriebsvorrichtungen, die um den Fluggeräterumpf herum derart angeordnet sind, dass sie die Ecken eines gleichseitigen Dreiecks, eines Quadrats, eines regelmäßigen 5-, 6-, 7-Ecks, bzw. regelmäßigen 8-Ecks, usw. bilden. Der Fluggeräterumpf ist zweckmäßig im
25 Wesentlichen im Zentrum des n -Ecks positioniert, wobei hier auf das geometrische Zentrum, nicht jedoch auf das Massenzentrum, des n -Ecks abgestellt wird; denn erfindungsgemäß braucht der Massenschwerpunkt des Fluggeräts nicht notwendig mit dem geometrischen Zentrum (geometrischen Schwerpunkt) zusammenzufallen. Das geometrische Zentrum eines n -Ecks ist entsprechend dem geometrischen Zentrum des Dreiecks definiert.

30 Zweckmäßig ist $n = 2j$, $j > 1$. Dann ist es weiter zweckmäßig, dass sich der Fluggeräterumpf zwischen jeweils zwei gegenüberliegenden Antriebsvorrichtungen des regelmäßigen $2j$ -Ecks befindet. In diesem Fall ist es von Vorteil, wenn die zwei bestimmten gegenüberliegenden Antriebsvorrichtungen zugeordneten Drehachsen jeweils im Wesentlichen in die Richtung

zeigen, die durch eine Gerade definiert ist, auf der die zwei bestimmten gegenüberliegenden Antriebsvorrichtungen liegen. Weiter ist es vorteilhaft, wenn das Fluggerät dazu ausgelegt ist, den Schwebeflug durchzuführen, indem im Schwebeflug jeweils zwei gegenüberliegende Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Richtung um die ihnen zugeordnete Drehachse drehen. In diesem Fall können dann also j erfindungsgemäße Richtungen definiert werden.

Vorteilhafterweise liegt der Winkel zwischen der ersten Geraden und der zweiten Geraden im Bereich zwischen 60° und 100° , bevorzugt zwischen 60° und 90° , besonders bevorzugt zwischen 70° und 90° , besonders bevorzugt zwischen 72° und 90° . Wie später noch gezeigt, ist es für ein regelmäßiges $(2j + 1)$ -Eck, $j > 1$, besonders vorteilhaft, die erste Gerade und die zweite Gerade (bzw. entsprechende Richtungen) so zu wählen, dass der Winkel zwischen der ersten Geraden und zweiten Geraden $90^\circ \cdot (1 - 1/(2j + 1))$, beträgt. Für ein (beliebiges) $(2j + 1)$ -Eck ist somit ein besonders bevorzugter Bereich für den Winkel zwischen erster und zweiter Geraden gegeben durch: $[90^\circ \cdot (1 - 1/(2j + 1)); 90^\circ]$. Liegen die Winkel zwischen den Drehachsen der entlang der ersten Geraden angeordneten Antriebsvorrichtungen und der ersten Geraden im Bereich $[0^\circ; 90^\circ/(2j + 1)]$, und/oder die Winkel zwischen den Drehachsen der entlang der zweiten Geraden angeordneten Antriebsvorrichtungen und der zweiten Geraden im Bereich $[0^\circ; 90^\circ/(2j + 1)]$, so sind Konfigurationen umsetzbar, bei denen die Drehachsen der Antriebsvorrichtungen in Richtung des geometrischen Zentrums des $(2j + 1)$ -Ecks (oder davon weg) zeigen.

Im Falle eines regelmäßigen $2j$ -Ecks, $j > 1$, ist es zweckmäßig, die erste Gerade und die zweite Gerade so zu wählen, dass sie einen Winkel einschließen, der $90^\circ - 90^\circ/(2j) \cdot (2j \bmod 4)$ beträgt. Dann verlaufen die erste und die zweite Gerade jeweils durch das geometrische Zentrum des $2j$ -Ecks. Für ein (beliebiges) $2j$ -Eck ist somit ein besonders bevorzugter Bereich für den Winkel zwischen erster und zweiter Geraden gegeben durch: $[90^\circ - 90^\circ/j; 90^\circ]$.

Werden die erste Gerade und zweite Gerade so bestimmt, dass der Winkel zwischen ihnen im Bereich $[60^\circ; 90^\circ]$ beträgt, und liegen die Winkel zwischen den Drehachsen der entlang der ersten Geraden angeordneten Antriebsvorrichtungen und der ersten Geraden im Bereich $[0^\circ; 30^\circ]$, und/oder die Winkel zwischen den Drehachsen der entlang der zweiten Geraden angeordneten Antriebsvorrichtungen und der zweiten Geraden im Bereich $[0^\circ; 30^\circ]$, können

die Antriebsvorrichtungen in einem (beliebigen) regelmäßigen n -Eck ($n > 2$) um den Fluggeräterumpf angeordnet werden, sodass die Drehachsen der Antriebsvorrichtungen in Richtung des geometrischen Zentrums (oder davon weg) ausgerichtet sind. Soll $n > 3$ betrachtet werden, ist es ausreichend, wenn der Winkel zwischen Drehachse einer Antriebsvorrichtung und der durch sie verlaufenden ersten oder zweiten Geraden im Bereich $[0^\circ; 18^\circ]$ liegt.

Zweckmäßig steht die zweite Richtung im Wesentlichen senkrecht, besonders bevorzugt: senkrecht, zur ersten Richtung, und es sind zwei der mindestens vier Antriebsvorrichtungen entlang der ersten Richtung angeordnet, und die zwei weiteren der mindestens vier Antriebsvorrichtungen sind entlang der im Wesentlichen senkrecht zur ersten Richtung stehenden zweiten Richtung angeordnet. Dies ist ein Beispiel, bei dem die Antriebsvorrichtungen um den Fluggeräterumpf an den Ecken eines Quadrats angeordnet sein können.

Bevorzugt ist der Massenschwerpunkt des Fluggeräts, wenn es den Schwebeflug ausführt, in der ersten Richtung in einem Abstand l_{34} von einer Geraden, entlang der die Antriebsvorrichtungen in der zweiten Richtung angeordnet sind, positioniert, wobei

$$l_{34_{min}} \leq l_{34} \leq l_{34_{max}},$$

mit

$$l_{34_{min}} = \frac{(R_{max}+3)*l + (R_{max}+1)*2*a_{34}}{(R_{max}+1)*4} - \frac{l}{2} \quad \text{und}$$

$$l_{34_{max}} = \frac{(R_{min}+3)*l + (R_{min}+1)*2*a_{34}}{(R_{min}+1)*4} - \frac{l}{2},$$

worin

R_{min} ein minimal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren der entlang der ersten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen,

R_{max} ein maximal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren der entlang der ersten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen,

a_{34} eine Kennzahl für die entlang der zweiten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen, und

l der Abstand der geometrischen Zentren der in der ersten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen sind.

Bevorzugt ist der Massenschwerpunkt des Fluggeräts, wenn es den Schwebeflug ausführt, in der zweiten Richtung in einem Abstand l_{12} von einer Geraden, entlang der die Antriebsvorrichtungen in der ersten Richtung angeordnet sind, positioniert, wobei

$$l_{12_{min}} \leq l_{12} \leq l_{12_{max}},$$

5 mit

$$l_{12_{min}} = \frac{(R'_{max}+3)*l' + (R'_{max}+1)*2*a_{12}}{(R'_{max}+1)*4} - \frac{l'}{2} \quad \text{und}$$

$$l_{12_{max}} = \frac{(R'_{min}+3)*l' + (R'_{min}+1)*2*a_{12}}{(R'_{min}+1)*4} - \frac{l'}{2},$$

worin

10 R'_{min} ein minimal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren der entlang der zweiten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen,

R'_{max} ein maximal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren der entlang der zweiten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen,

a_{12} eine Kennzahl für die entlang der ersten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen, und

15 l' der Abstand der geometrischen Zentren der in der zweiten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen sind.

Sowohl für das Fluggerät gemäß dem ersten Aspekt als auch für jenes gemäß dem zweiten Aspekt kann es vorteilhaft sein, bei annähernd gleichen zugeordneten bestimmten
20 vorgegebenen Schubvektoren den Schwebeflug auszuführen.

Ebenso kann es in jedem der Fluggeräte des ersten oder zweiten Aspekts vorteilhaft sein, wenn es weiter eine Verlagerungsvorrichtung aufweist, mit der der Massenschwerpunkt des Fluggeräts verlagerbar ist. Zweckmäßig umfasst das Fluggerät dazu ferner einen
25 Treibstofftank zur Versorgung der Antriebsvorrichtungen mit Treibstoff und/oder eine Batterie zur Versorgung der Antriebsvorrichtungen mit elektrischer Energie, wobei die Verlagerungsvorrichtung dazu ausgelegt ist, Treibstoff aus dem Treibstofftank oder die Batterie innerhalb des Fluggeräts zu verlagern, um damit den Massenschwerpunkt so zu positionieren, dass das Fluggerät den Schwebeflug durchführt, wenn eine oder mehrere der
30 Antriebsvorrichtungen den jeweils zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen. Der Massenschwerpunkt des Fluggeräts ist daher dynamisch verlagerbar. Der Vorteil ist, dass damit der Massenschwerpunkt des Fluggeräts diversen Fluglagen

entsprechend optimal angepasst werden kann. Die Verlagerung des Massenschwerpunkts kann durch eine Fluggerätesteuerung erfolgen.

- Bevorzugt umfassen die Fluggeräte nach dem ersten oder zweiten Aspekt eine
- 5 Schubvektorsteuerung, um die Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen individuell zu steuern.

Gemäß einem dritten Aspekt der Erfindung wird ein Verfahren zur Herstellung eines Fluggeräts nach dem ersten Aspekt der Erfindung bereitgestellt, umfassend die folgenden

10 Schritte:

- Positionieren des Massenschwerpunkts des Fluggeräts derart, dass eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen einen ihnen jeweils zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen, damit das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, bei dem sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des
- 15 Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, wenn
 - jede der zugeordneten Drehachsen im Wesentlichen in Querrichtung des Fluggerätekörpers ausgerichtet ist, und
 - jede der mindestens zwei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in
 - 20 dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht.

Gemäß einem vierten Aspekt der Erfindung wird ein Verfahren zur Herstellung eines Fluggeräts nach dem zweiten Aspekt der Erfindung bereitgestellt, umfassend die folgenden Schritte:

- 25 - Positionieren des Massenschwerpunkts des Fluggeräts derart, dass eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen einen ihnen jeweils zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen, damit das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, bei dem sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im
- 30 Wesentlichen verschwinden, wenn
 - die zugeordneten Drehachsen von zwei der mindestens drei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichtet sind, und die zugeordnete Drehachse von einer weiteren der mindestens drei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die zweite Richtung ausgerichtet ist, und

- jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht.

5 In dem bevorzugten Fall, dass das Fluggerät mindestens vier Antriebsvorrichtungen umfasst, sind die zugeordneten Drehachsen von zwei der mindestens vier Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichtet, und die zugeordneten Drehachsen von zwei weiteren der mindestens vier Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die zweite Richtung ausgerichtet sind, und jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in
10 die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen dreht im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse, und/oder jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Schwebeflug in die zweite Richtung ausgerichteten Drehachsen dreht im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse.

15

Gemäß einem fünften Aspekt der Erfindung wird ein Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts mit einem Fluggerätekörper bereitgestellt, der eine Längsrichtung, eine Vertikalrichtung und eine Querrichtung definiert, wobei die Längsrichtung der Richtung vom Heck zur Nase des Fluggeräts entspricht, die Vertikalrichtung mit der Richtung der
20 Erdanziehungskraft übereinstimmt, wenn das Fluggerät am Boden ruht, und die Querrichtung senkrecht auf der Längsrichtung und der Vertikalrichtung steht, und mindestens zwei Antriebsvorrichtungen, die um eine jeweils zugeordnete Drehachse drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen, wobei eine erste Anzahl von Antriebsvorrichtungen entlang einer ersten Geraden, die parallel zur
25 Querrichtung verläuft, angeordnet ist, und eine zweite Anzahl der Antriebsvorrichtungen entlang einer zweiten Geraden, die parallel zur Querrichtung verläuft, angeordnet ist, die erste Gerade von der zweiten Geraden beabstandet ist, und der Massenschwerpunkt des Fluggeräts bezüglich der Längsrichtung zwischen der ersten Geraden und der zweiten Geraden positioniert ist. Das Verfahren umfasst die folgenden Schritte:

30

- Bestimmen der zugehörigen Schubvektoren derart, dass das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, wenn jede der den mindestens zwei Antriebsvorrichtungen zugeordneten Drehachsen im Wesentlichen in Querrichtung des Fluggerätekörpers ausgerichtet ist, und jede der mindestens zwei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht,

wobei im Schwebeflug sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden,

- Antreiben jeder der Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe
- 5 Drehrichtung derart, dass die jeweilige Antriebsvorrichtungen den bestimmten zugehörigen Schubvektor erzeugt.

Gemäß einem sechsten Aspekt der Erfindung wird ein Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts mit einem Fluggeräterumpf, und mindestens drei Antriebsvorrichtungen, die um

10 den Fluggeräterumpf herum gelagert sind, und die jeweils um eine zugeordnete Drehachse drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen, bereitgestellt, das die folgenden Schritte umfasst:

- Bestimmen der zugehörigen Schubvektoren derart, dass das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, wenn zwei der den mindestens drei Antriebsvorrichtungen
- 15 zugeordneten Drehachsen im Wesentlichen in erste Richtung ausgerichtet sind und im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse drehen, und/oder eine weitere der den mindestens drei Antriebsvorrichtungen zugeordneten Drehachsen im Wesentlichen in eine zweite Richtung, die nicht parallel zur ersten Richtung ist, ausgerichtet ist,

20 wobei im Schwebeflug sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden,

- Ausrichten der zugeordneten Drehachsen von zwei der mindestens drei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die erste Richtung, und Ausrichten der
- 25 zugeordneten Drehachse der weiteren der mindestens drei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die zweite Richtung,

- Antreiben jeder der Antriebsvorrichtungen derart, dass die jeweilige Antriebsvorrichtungen in eine zugeordnete Drehrichtung dreht und den bestimmten zugehörigen Schubvektor erzeugt,

30 wobei jede der Antriebsvorrichtungen mit im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht.

Bevorzugt ist das Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts mit mindestens vier Antriebsvorrichtungen vorgesehen und umfasst die folgenden Schritte:

- Bestimmen der zugehörigen Schubvektoren derart, dass das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, wenn zwei der den mindestens vier Antriebsvorrichtungen zugeordneten Drehachsen im Wesentlichen in eine erste Richtung ausgerichtet sind und im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse drehen, und/oder zwei weitere der den mindestens vier Antriebsvorrichtungen zugeordnete Drehachse im Wesentlichen in eine zweite Richtung, die nicht parallel zur ersten Richtung ist, ausgerichtet sind und im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse drehen,
wobei im Schwebeflug sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden,
- Ausrichten der zugeordneten Drehachsen von zwei der mindestens vier Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die erste Richtung, und Ausrichten der zugeordneten Drehachsen der zwei weiteren der mindestens vier Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in die zweite Richtung,
- Antreiben jeder der Antriebsvorrichtungen derart, dass die jeweilige Antriebsvorrichtungen in eine zugeordnete Drehrichtung dreht und den bestimmten zugehörigen Schubvektor erzeugt,
wobei jede der Antriebsvorrichtungen mit im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht und/oder jede der zwei Antriebsvorrichtungen mit im Wesentlichen in die zweite Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht.

Bevorzugt werden in den Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts gemäß dem fünften oder sechsten Aspekt sämtliche der bestimmten zugehörigen Schubvektoren annähernd identisch gewählt.

Vorteilhafterweise umfassen die Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts gemäß dem fünften oder sechsten Aspekt weiter den folgenden Schritt:

- Positionieren des Massenschwerpunkts des Fluggeräts derart, dass dadurch bewirkt wird, dass sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des

Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, wenn die Antriebsvorrichtungen die ihnen jeweils zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen.

5 Die Vorteile der Verfahren gemäß dem dritten bis sechsten Aspekt der Erfindung sind dieselben, die bereits im Zusammenhang mit den erfindungsgemäßen Fluggeräten gemäß dem ersten und zweiten Aspekt beschrieben wurden. Die zweckmäßigen, vorteilhaften und bevorzugten Ausgestaltungen des ersten und zweiten Aspekts finden daher entsprechend Anwendung auf den dritten bis sechsten Aspekt der Erfindung.

10

Bevorzugt ist im Fluggerät oder Verfahren gemäß jedem beliebigen der erfindungsgemäßen Aspekte jede der Antriebsvorrichtungen konstruktiv identisch ausgestaltet.

Besonders bevorzugt umfassen für jedes Fluggerät oder Verfahren nach jedem beliebigen der
15 erfindungsgemäßen Aspekte die Antriebsvorrichtungen Cyclogyro-Rotoren.

Zweckmäßigerweise umfasst dabei jeder Cyclogyro-Rotor mehrere Rotorblätter, die entlang einer Kreisbahn um die jeweils zugeordnete Drehachse der Antriebsvorrichtung bzw. des Cyclogyro-Rotors drehbar sind; einen Pitch-Mechanismus mit einer Kopplungsvorrichtung
20 und einer Lagerungsvorrichtung, wobei jedes der mehreren Rotorblätter durch die Lagerungsvorrichtung um seine Rotorblatt-Lagerungsachse parallel zur Drehachse der Antriebsvorrichtung bzw. des Cyclogyro-Rotors schwenkbar gelagert ist. Des Weiteren umfasst der Cyclogyro-Rotor zweckmäßigerweise eine Offset-Vorrichtung, an die jedes Rotorblatt durch die Kopplungsvorrichtung in einem ihm zugeordneten Anbindungspunkt
25 angekoppelt ist. Dabei definiert die Offset-Vorrichtung eine exzentrische Lagerungsachse, die in einem einstellbaren Offset-Abstand parallel zur Drehachse der Antriebsvorrichtung bzw. des Cyclogyro-Rotors gelagert ist. Dadurch bewirkt die Rotation der Rotorblätter entlang der Kreisbahn um die Drehachse der Antriebsvorrichtung bzw. des Cyclogyro-Rotors eine Pitch-Bewegung der Rotorblätter, wenn der Offset-Abstand auf einen Wert ungleich
30 Null eingestellt ist.

Generell ist aber die Anforderung an die Auftriebskraft eines Fluggerätes weitestgehend konstant, und eine Erhöhung wird meist nicht benötigt, da hier im Wesentlichen der Schwerkraft entgegengewirkt werden muss. Mit Hilfe der Offset-Vorrichtung kann aber nun

die Schubkraft auf Grund der Erhöhung wiederum reduziert werden, was in einer verringerten Leistungsaufnahme des Rotors resultiert.

Im Folgenden werden bevorzugte Ausführungsbeispiele der vorliegenden Erfindung anhand
5 der nachfolgenden Figuren beschrieben. Es zeigen:

Figur 1: eine perspektivische Ansicht eines Fluggeräts gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung;

10 Figur 2a: eine schematische Darstellung einer Antriebsvorrichtung und die darauf wirkenden Kräfte und Drehmomente;

Figur 2b: eine schematische Darstellung einer Antriebsvorrichtung im Vorwärtsflug des Fluggeräts und die darauf wirkenden Kräfte und Drehmomente unter Berücksichtigung einer
15 Anströmung;

Figur 3a: eine schematische Darstellung des Fluggeräts gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung in Draufsicht;

20 Figur 3b: eine schematische Darstellung des Fluggeräts gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung und der darauf wirkenden Kräfte und Drehmomente in Seitenansicht;

Figur 3c: eine Beispielskonfiguration eines Fluggeräts mit vier parallelen und gleich großen Antriebsvorrichtungen zur Veranschaulichung der bevorzugten Massenschwerpunktlage des
25 Fluggeräts;

Figur 4: eine schematische Darstellung des Fluggeräts gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung in Draufsicht zur Verallgemeinerung der Bedingungen für eine stabile Fluglage;

30 Figur 5: eine perspektivische Ansicht einer erfindungsgemäßen Antriebsvorrichtung;

Figur 6: eine perspektivische Ansicht eines Fluggeräts gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung;

Figur 7a: eine schematische Darstellung des Fluggeräts gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung in Draufsicht und der darauf wirkenden Kräfte und Drehmomente;

Figur 7b: eine schematische Darstellung des Fluggeräts in einer erfindungsgemäßen
5 Konfiguration gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung und der darauf wirkenden Kräfte und Drehmomente in einer ersten Seitenansicht;

Figur 7c: eine schematische Darstellung des Fluggeräts in einer erfindungsgemäßen Konfiguration gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung und der darauf wirkenden Kräfte
10 und Drehmomente in einer zweiten Seitenansicht;

Figur 7d: eine Beispielskonfiguration eines Fluggeräts gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung mit vier sternförmig angeordneten und gleich großen Antriebsvorrichtungen zur Veranschaulichung der bevorzugten Massenschwerpunktlage des Fluggeräts;
15

Figur 8a: einen Ausschnitt eines Fluggeräts mit n Antriebsvorrichtungen gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung in Draufsicht zur Erläuterung der Bestimmung des Massenschwerpunkts;

20 Figur 8b: einen Ausschnitt des Fluggeräts mit n Antriebsvorrichtungen in Seitenansicht;

Figur 9a: eine schematische Darstellung eines Fluggeräts gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung mit drei Antriebsvorrichtungen;

25 Figur 9b: eine schematische Darstellung eines Fluggeräts gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung mit sieben Antriebsvorrichtungen;

Figur 9c: eine schematische Darstellung eines Fluggeräts gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung mit sechs Antriebsvorrichtungen.
30

Figur 1 zeigt eine perspektivische Ansicht eines Fluggeräts 100 gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung mit einem Fluggerätekörper 120 und mehreren Antriebsvorrichtungen 1F, 1R. Jede

der Antriebsvorrichtungen 1F, 1R kann mit entsprechenden Halterungs- oder Lagerungseinrichtungen am Fluggerätekörper 120 montiert sein.

Bei dem dargestellten Fluggerät 100 kann es sich beispielsweise um ein Luftfahrzeug, ein
5 bemanntes Fluggerät, eine Drohne oder um sog. Micro Air Vehicles (MAVs) handeln.

Zur weiteren Beschreibung des Fluggeräts wird ein Koordinatensystem eingeführt, das eine
Längsrichtung 101 bzw. Längsachse, eine Querrichtung 102 bzw. Querachse und eine
Vertikalrichtung 103 bzw. Vertikalachse definiert. Das Koordinatensystem soll fest mit dem
10 Fluggerät 100 verankert sein. Die Bezugsrichtungen 101, 102, 103 bzw. –achsen werden
wie folgt definiert: Die Längsrichtung 101 entspricht der Richtung vom Heck 122 zur Nase
121 des Fluggeräts 100. In dem in Fig. 1 gezeigten Ausführungsbeispiel liegt die
Längsrichtung 101 somit in einer horizontalen Ebene (parallel zum Erdboden, wenn das
Fluggerät 100 auf dem Erdboden ruht), und erstreckt sich von dem Heck 122 (also dem
15 hinteren Teil) des Fluggeräts 100 bis zum Bug 121, oder auch Nase 121, (also dem vorderen
Teil) des Fluggeräts 100. Die Vertikalrichtung 103 bzw. –achse entspricht der Richtung der
Erdbeschleunigungskraft, wenn das Fluggerät 100 am (ebenen) Boden ruht. Anders ausgedrückt:
die Vertikalrichtung 103 steht senkrecht auf der vorstehend genannten horizontalen Ebene,
die die Längsrichtung 101 umfasst. Die Querrichtung 102 bzw. –achse steht senkrecht
20 sowohl auf der Längsrichtung 101 als auch auf der Vertikalrichtung 103. Anders
ausgedrückt: die Querrichtung 102 liegt in der vorstehend genannten horizontalen Ebene,
die die Längsrichtung 101 umfasst, und steht senkrecht auf der Längsrichtung 101.

Das gezeigte Fluggerät 100 weist vier Antriebsvorrichtungen 1F, 1R auf. Bei den gezeigten
25 Antriebsvorrichtungen 1F, 1R handelt es sich um Cyclogyro-Rotoren. Das in Fig. 1 gezeigte
Fluggerät 100 kann daher auch als Cyclogyro bezeichnet werden. Die
Antriebsvorrichtungen werden im Zusammenhang mit Figur 5 näher beschrieben. Jede
dieser Antriebsvorrichtungen 1F, 1R ist um eine ihr zugeordnete Drehachse 5 drehbar
gelagert. Jede Antriebsvorrichtung 1F, 1R umfasst mehrere Rotorblätter 2, die um ihre
30 Längsachse schwenkbar gelagert sind. Damit kann der Neigungswinkel der Rotorblätter 2
während der Rotation der Antriebsvorrichtung 1F, 1R variiert werden. Durch die Steuerung
der Rotationsgeschwindigkeit (im Folgenden auch Drehgeschwindigkeit genannt) der
Antriebsvorrichtungen 1F, 1R sowie der Steuerung der Neigungswinkel der Rotorblätter 2

können der Betrag sowie die Richtung der erzeugten Schubkraft bzw. des diese beschreibenden Schubvektors variiert werden.

In Fig. 1 ist zu sehen, dass die zwei der vier Antriebsvorrichtungen 1F im vorderen
5 (Bug-)Bereich des Fluggeräts 100 angeordnet sind, zwei weitere Antriebsvorrichtungen 1R
im hinteren (Heck-)Bereich des Fluggeräts 100. Der vordere und hintere Bereich des
Fluggeräts sind wie folgt definiert: Die Gesamtlänge des Fluggeräts wird in Längsrichtung
101 gemessen; dem vordersten Teil des Fluggeräts (also der Nase 121 des Fluggeräts 100)
10 wird die relative Längskoordinate 0 zugeordnet, dem hintersten Teil 122 des Fluggeräts 100
die relative Längskoordinate 100 %. In dieser Konvention ist der vordere Teil bzw. Bereich
dadurch bestimmt, dass er dem (Längs-)Bereich von 0 bis 40 % der Gesamtlänge des
Fluggeräts entspricht, der hintere Teil bzw. Bereich, dass er dem (Längs-)Bereich von 60 %
bis 100 % der Gesamtlänge des Fluggeräts entspricht.

15 Die beiden Antriebsvorrichtungen 1F im vorderen Bereich liegen auf einer gemeinsamen
Geraden, die parallel zur Querrichtung 102 bzw. -achse verläuft; ebenso liegen die beiden
Antriebsvorrichtungen 1R im hinteren Bereich auf einer gemeinsamen Geraden, die parallel
zur Querrichtung 102 bzw. -achse verläuft. Anzumerken ist, dass es sich bei den genannten
Geraden nicht zwingend um eine gemeinsame Drehachse zu handeln braucht, an die die
20 Antriebsvorrichtungen (starr) gekoppelt sind. Jede Antriebsvorrichtung 1F, 1R kann über eine
eigene ihr zugeordnete Drehachse 5 rotieren, und es ist auch möglich, dass jede der
Antriebsvorrichtungen 1 individuell angesteuert werden kann, insbesondere, um deren
Drehgeschwindigkeit separat zu steuern. Des Weiteren ist es erfindungsgemäß nicht
erforderlich, dass sämtliche Antriebsvorrichtungen 1F, 1R in derselben horizontalen Ebene
25 liegen. Wie in Fig. 1 gezeigt, kann es zweckmäßig sein, wenn die beiden
Antriebsvorrichtungen 1R im hinteren Bereich des Fluggeräts bezüglich der beiden
Antriebsvorrichtungen 1F im vorderen Bereich erhöht angeordnet sind. Dies hat den Vorteil,
dass die Antriebsvorrichtungen 1R im hinteren Bereich eine bessere Anströmung erhalten
und weniger von den von den Antriebsvorrichtungen 1F im vorderen Bereich verursachten
30 Luftverwirbelungen und Turbulenzen beeinträchtigt werden.

Die den Antriebsvorrichtungen 1F, 1R zugeordneten Drehachsen 5 sind in dem
Ausführungsbeispiel von Fig. 1 parallel zur Querrichtung 102 ausgerichtet. Erfindungsgemäß
ist es aber nicht zwingend erforderlich, dass sämtliche Drehachsen 5 parallel zueinander

verlaufen. Erfindungsgemäß ist es bereits, wenn jede der zugeordneten Drehachsen 5 im Wesentlichen in Querrichtung 102 des Fluggerätekörpers 120 ausgerichtet ist.

Erfindungsgemäß ist eine Drehachse 5 im Wesentlichen in Querrichtung 102 des Fluggerätekörpers 120 ausgerichtet, wenn der Winkel, der zwischen der Drehachse 5, und
5 einer Achse, die in Querrichtung verläuft und die Drehachse 5 schneidet, eingeschlossen ist, geringer als 45° , bevorzugt geringer als 30° , besonders bevorzugt geringer als 15° , ist. Die Bezeichnung „im Wesentlichen in Querrichtung ausgerichtet“ schließt es somit nicht aus, dass die Drehachsen 5 auch exakt parallel zueinander sind.

10 Das erfindungsgemäße Fluggerät 100 ist so ausgelegt, dass es einen Schwebeflug durchführen kann, indem jede der vier gezeigten Antriebsvorrichtungen 1F, 1R in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse 5 dreht. Die konstruktiven Einschränkungen, die sich daraus für das Fluggerät 100 ergeben, werden im Zusammenhang mit den weiteren Figuren, insbesondere Figuren 3a und 3b, erläutert.

15 Im verallgemeinerten Fall, dass die Drehachsen 5 im Wesentlichen in Querrichtung 102 des Fluggerätekörpers 120 ausgerichtet sind, wird erfindungsgemäß gefordert, dass jede der Antriebsvorrichtungen 1 im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils ihr zugeordnete Drehachse 5 dreht. Wie einleitend bereits ausführlich dargetan, ist dies erfüllt,
20 wenn das Skalarprodukt vom Vektor der Winkelgeschwindigkeit einer bestimmten Antriebsvorrichtung 1F, 1R und einem fest vorgegebenen, aber beliebigen in Querrichtung 102 zeigenden Vektor für alle Antriebsvorrichtungen 1R, 1F dasselbe Vorzeichen besitzt.

Figur 2a veranschaulicht die Kraft 7 und das Drehmoment 8, die auf eine mit einer
25 bestimmten Rotationsgeschwindigkeit um eine Drehachse 5 sich drehende Antriebsvorrichtung 1 wirken. In Fig. 2a ist nur die Frontansicht der Antriebsvorrichtung 1 dargestellt, und zwar schematisch. In dem gezeigten Fall wird angenommen, dass durch die Antriebsvorrichtung 1 keine Luft angeströmt wird. Die Antriebsvorrichtung 1 rotiert in dem gezeigten Fall im Uhrzeigersinn. Der Vektor der Winkelgeschwindigkeit, der dieser Rotation
30 entspricht, zeigt somit in die Blattebene hinein (gemäß der Rechte-Hand-Regel).

Der Schubvektor F , 7, der auf die Antriebsvorrichtung 1 wirkt, steht senkrecht zur Drehachse 5 der Antriebsvorrichtung 1. Werden Cyclogyro-Rotoren als Antriebsvorrichtungen 1 verwendet, wird der Schubvektor F , 7 durch die periodische Verstellung der Rotorblätter der

Cyclogyro-Rotoren erzeugt. Mit Hilfe einer Offset-Vorrichtung des Cyclogyro-Rotors kann die periodische Rotorblatt-Verstellung verändert und somit kann der Schubvektor in der gesamten Ebene, welche normal zur Drehachse 5 des Cyclogyro-Rotors steht, gedreht und der Betrag des Schubvektors verändert werden. Zweckmäßigerweise wird dazu eine

5 Schubvektorsteuerung eingesetzt.

Zusätzlich zum Schubvektor F , 7 erzeugt die Antriebsvorrichtung 1 ein Drehmoment M , 8 um die Drehachse 5 entgegen der Drehrichtung 51. Dieses Drehmoment M , 8 um die Drehachse 5 resultiert aus den Luftkräften (Auftriebs- und Widerstandskräfte), bzw. deren

10 tangentialen Komponenten, der Antriebsvorrichtung 1; im Falle eines Cyclogyro-Rotors sind die Luftkräfte primär auf die rotierenden Rotorblätter zurückzuführen. Um eine konstante Drehgeschwindigkeit aufrechtzuerhalten, muss die Antriebsvorrichtung 1 somit ein (Antriebs-)Drehmoment erzeugen, das dem aufgrund der Luftkräfte resultierenden Drehmoment entgegenwirkt. Damit die Antriebsvorrichtung 1 allerdings ein solches

15 (Antriebs-)Drehmoment auch während der Flugphase erzeugen kann, ist ein weiteres Drehmoment M , 8 erforderlich, das der Fluggerätekörper (gemäß dem Prinzip *actio = reactio*) aufbringen muss, um die Antriebsvorrichtung 1 in der Luft „abzustützen“. Dieses letztgenannte Drehmoment M , 8 ist, um eine konstante Rotationsgeschwindigkeit gegen die Luftkräfte aufrechtzuerhalten, (bei Vernachlässigung dissipativer Effekte) betragsmäßig etwa

20 gleich groß wie das durch die Luftkräfte erzeugte Drehmoment, und zeigt auch in dieselbe Richtung wie letzteres. Da das durch die Luftkräfte erzeugte Drehmoment der Drehrichtung 51 der Antriebsvorrichtung 1 entgegenwirkt, wirkt auch das vom Fluggerätekörper aufgebrachte Drehmoment M , 8 der Drehrichtung 51 der Antriebsvorrichtung 1 entgegen. Unter der Annahme, dass das Drehmoment durch die Luftkräfte und jenes der

25 Antriebsvorrichtung im Wesentlichen betragsmäßig gleich, aber entgegengesetzt gerichtet sind, bleibt aufgrund der Rotation der Antriebsvorrichtung 1 als Netto-Drehmoment das vom Fluggerätekörper aufgebrachte Drehmoment M , 8 übrig.

Dieses Drehmoment M , 8 ist damit gleichbedeutend mit dem Antriebsmoment der

30 Antriebsvorrichtung 1. Das Drehmoment M , 8 kann daher direkt mit der Größe des Schubvektors F , 7 in Relation gebracht werden. Die bereits im Zusammenhang mit Figur 1 genannten und noch weiter im Hinblick auf Figuren 3a und 3b beschriebenen konstruktiven Einschränkungen des erfindungsgemäßen Fluggeräts können daher unter Verwendung einer

mathematisch-physikalischen Relation zwischen dem Drehmoment M , 8 und dem Schubvektors F , 7 angegeben werden.

Mathematisch (und physikalisch) kann der Zusammenhang zwischen der Schubkraft bzw. 5
entsprechendem Schubvektor F , 7 und dem (Antriebs-)Drehmoment M , 8 in Anlehnung an
allgemeine Gleichungen eines Propellers erklärt werden. Aufgrund der Lage der Rotorblätter
zur Drehachse unterscheidet sich ein klassischer Propeller zwar von einem Cyclogyro Rotor,
jedoch basiert die Schuberzeugung bei beiden Konzepten auf der gezielten Verdrängung
von Luft in eine Richtung durch Rotorblätter. Die im Folgenden verwendeten Gleichungen
10 werden im Anhang zu dieser Beschreibung der Vollständigkeit halber hergeleitet.

Zunächst wird die Leistung betrachtet, die erforderlich ist, um die Luft zu verdrängen. Diese
Leistung P_{Luft} kann aus der sog. Strahltheorie (s. Anhang) hergeleitet werden, was zu
folgendem Ausdruck führt:

$$15 \quad P_{Luft} = F * V_a, \quad (1)$$

wobei F den Betrag des Schubvektors und V_a die totale Strömungsgeschwindigkeit der Luft in
der Ebene der Antriebsvorrichtung angeben. Bei der genannten Ebene der
Antriebsvorrichtung handelt es sich um eine Ebene, die durch die Drehachse der
Antriebsvorrichtung verläuft und senkrecht auf der (An-)Strömungsrichtung der Luft, und
20 somit dem Schubvektor F , steht.

Diese Leistung wird über die Antriebsvorrichtung 1 zur Verfügung gestellt. Zunächst gilt für
die Leistung $P_{Antrieb}$ der Antriebsvorrichtung allgemein:

$$25 \quad P_{Antrieb} = M * \omega, \quad (2)$$

wobei M der Betrag des (Antriebs-)Drehmoments M , 8 ist und ω die
Rotationsgeschwindigkeit (Betrag des Vektors der Winkelgeschwindigkeit) der
Antriebsvorrichtung 1 ist.

Der Zusammenhang zwischen den beiden Leistungen P_{Luft} und $P_{Antrieb}$ kann über den
30 Wirkungsgrad η wie folgt beschrieben werden:

$$P_{Luft} = \eta * P_{Antrieb} \quad (3)$$

Der Wirkungsgrad η gibt an, wie effektiv die Antriebsleistung $P_{Antrieb}$ in eine Luftströmung
umgesetzt wird. Das Verhältnis zwischen der Rotationsgeschwindigkeit ω und Radius r , 52
der Antriebsvorrichtung 1, einerseits, und der totalen Strömungsgeschwindigkeit V_a ,

andererseits, ist eine dimensionslose Kenngröße der Antriebsvorrichtung 1 und wird hier mit H bezeichnet (bei Propellern wird dies üblicherweise „Fortschrittsgrad“ genannt):

$$H = \frac{V_a}{\omega * r}. \quad (4)$$

- 5 Der Zusammenhang zwischen dem (Antriebs-)Drehmoment M , 8 und der Schubkraft bzw. dem Schubvektor F , 7 kann dann ausgehend von Gleichung (3) und Einsetzen der Formeln (1), (2) und (4) hergestellt werden.

$$M = \frac{H * r}{\eta} * F. \quad (5)$$

- 10 Dieser Zusammenhang ist nur noch von den Kennzahlen H , r und η der Antriebsvorrichtung 1 abhängig. Der Zusammenhang zwischen (den Beträgen von) (Antriebs-)Drehmoment M , 8 und Schubkraft bzw. Schubvektor F , 7 kann daher als eine lineare Funktion mit einem allgemeinen Proportionalitätsfaktor a beschreiben werden:

$$M = a * F. \quad (6)$$

15

Dieser Zusammenhang wird später noch weiter verwendet.

- Figur 2b zeigt schematisch eine Antriebsvorrichtung 1 im Vorwärtsflug. Die Bewegungsrichtung des Fluggeräts, das die gezeigte Antriebsvorrichtung 1 umfasst, ist mit dem Pfeil 110 angedeutet. Das Drehmoment M , 8, das dem Antriebsmoment der Antriebsvorrichtung 1 entspricht, wurde bereits im Zusammenhang mit Figur 2a beschrieben. Es ist gezeigt, dass die Antriebsvorrichtung 1 von außen mit Luft angeströmt wird 9. Durch die Anströmung 9 der Luft ändern sich die aerodynamischen Eigenschaften an der Antriebsvorrichtung 1 und somit -die Eigenschaften des erzeugten Schubvektors.
- 25 Befindet sich das Fluggerät und somit die Antriebsvorrichtung 1 im Vorwärtsflug, wird die Antriebsvorrichtung 1 von vorne aktiv mit Luft angeströmt.

- Wie einleitend bereits ausgeführt, können die veränderten Eigenschaften an der Antriebsvorrichtung 1 näherungsweise mit dem Magnus-Effekt erklärt werden, der besagt,
- 30 dass ein rotierender runder Körper in einer Strömung eine Querkraft normal zur Strömungsrichtung erfährt.

Die Richtung der Querkraft ist abhängig von der Drehrichtung 51 des Körpers, hier, der Antriebsvorrichtung 1. Durch den Magnus-Effekt wird, zusätzlich zu der im Hinblick auf Figur 2a beschriebenen Schubkraft, deren vertikale Komponente in Figur 2b mit F_{rotor} , 71 bezeichnet ist, eine zusätzliche Schubkraft bzw. ein zusätzlicher Beitrag F_{magnus} , 72 zum Schubvektor in vertikaler Richtung erzeugt. Dadurch wird die gesamte in vertikale Richtung wirkende Schubkraft, die sog. Auftriebskraft, der Antriebsvorrichtung 1 erhöht. Generell ist aber die Anforderung an die Auftriebskraft eines Fluggerätes weitestgehend konstant und eine Erhöhung wird meist nicht benötigt, da hier im Wesentlichen der Erdanziehungskraft entgegengewirkt werden muss.

10

Aufgrund des merklich im Vorwärtsflug auftretenden Beitrags F_{magnus} , 72 zum Schubvektor kann der durch die Antriebsvorrichtung 1 erzeugte Beitrag F_{rotor} , 71 des Schubvektors reduziert werden. Damit verbunden ist eine verringerte Leistungsaufnahme der Antriebsvorrichtung 1. Vereinfacht beschrieben, ersetzt der Magnus-Effekt einen Teil der Schubkraft der Antriebsvorrichtung 1 und reduziert somit den Leistungsbedarf im Vorwärtsflug gegenüber dem Schwebeflug.

20

Würde die Antriebsvorrichtung 1 jedoch in entgegengesetzter Richtung bei gleichbleibender Anströmung 9 drehen, würde die zusätzliche Querkraft F_{magnus} , 72 des Magnus-Effektes entgegen der Schubkraft F_{rotor} , 71 wirken und somit die gesamte Schubkraft verringern oder den Leistungsbedarf bei geforderter gleicher Auftriebskraft erhöhen.

25

Bei den erfindungsgemäßen Fluggeräten wird die beschriebene positive Wirkung des Magnus-Effekts ausgenutzt, indem im Schwebeflug und im Vorwärtsflug des Fluggeräts sämtliche Antriebsvorrichtungen in dieselbe Drehrichtung um die zugeordneten Drehachsen drehen. Bei verallgemeinerter Anordnung mit im Wesentlichen in Querrichtung des Fluggerätekörpers ausgerichteten Drehachsen drehen die Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung, wie weiter oben näher ausgeführt.

30

Drehen die Antriebsvorrichtungen 1 im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse, wird der Beitrag zur Auftriebskraft durch die Querkraft F_{magnus} , 72 um so größer, je schneller das Fluggerät im Vorwärtsflug fliegt. Das heißt, es ist ausreichend, das Fluggerät im Schwebeflug zu konfigurieren, bei dem die

Anströmgeschwindigkeit 9 der Luft in der Regel am geringsten ist, um auch eine stabile Fluglage im Vorwärtsflug des Fluggeräts zu realisieren.

Die Bedingungen für eine stabile Fluglage im Schwebeflug sowie im Vorwärtsflug
5 (Gleichgewicht aller Kräfte und Drehmomente, welche auf das Fluggerät wirken) wurden
allgemein bereits einleitend angegeben; nachfolgend werden im Zusammenhang mit
Figuren 3a und 3b aus diesen Bedingungen konstruktive Einschränkungen für das Fluggerät
gemäß dem ersten Aspekt der Erfindungen hergeleitet.

10 In Figur 3a ist ein Fluggerät 100 gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung in stark
schematischer Darstellung in Draufsicht gezeigt. Zu sehen sind neben den bereits im
Zusammenhang mit Figur 1 beschriebenen Fluggerätekörper 120, den Antriebsvorrichtungen
1F und 1R, den ihnen jeweils zugeordneten Drehachsen 5 und Längsrichtung 101 und
Querrichtung 102 auch der Massenschwerpunkt S , 150 des Fluggeräts 100. Die Lage bzw.
15 Positionierung des Massenschwerpunkts S , 150 ist für den Ausgleich der durch die in im
Wesentlichen gleiche Drehrichtung rotierenden Antriebsvorrichtungen 1 verursachten gleich
gerichteten Drehmomente von zentraler Bedeutung. Dies wird näher im Hinblick auf Figur
3b beschrieben.

20 Figur 3b zeigt das in Figur 3a in Draufsicht dargestellte Fluggerät gemäß dem ersten Aspekt
der Erfindung in Seitenansicht und in stark schematischer Darstellung. In dieser
Seitenansicht sind nur eine der zwei im vorderen Bereich des Fluggeräts angeordneten
Antriebsvorrichtungen 1F und eine der zwei im hinteren Bereich des Fluggeräts
angeordneten Antriebsvorrichtungen 1R zu sehen. Des Weiteren sind in Fig. 3b die vier
25 Antriebsvorrichtungen 1F und 1R in einer horizontalen Ebene angeordnet. Die
nachfolgenden Ausführungen gelten aber auch für den Fall, dass nicht alle
Antriebsvorrichtungen in einer horizontalen Ebene liegen. Die den Antriebsvorrichtungen 1F
und 1R zugeordneten Drehachsen sind parallel zueinander und parallel zur Querrichtung
(welche in die Blattebene hineinzeigt).

30 Erfindungsgemäß drehen alle vier Antriebsvorrichtungen 1F, 1R in die gleiche Drehrichtung
51 mit einer bestimmten zugeordneten Rotationsgeschwindigkeit. In Fig. 3b rotieren alle
Antriebsvorrichtungen 1F und 1R im Uhrzeigersinn, das bedeutet, alle vier
Antriebsvorrichtungen sind bezüglich der in Fig. 3a angegebenen Querrichtung (y-Achse)

rechtsdrehend. Anders ausgedrückt: Das Skalarprodukt eines jeden der den Antriebsvorrichtungen 1F, 1R zugeordneten Vektors der Winkelgeschwindigkeit mit dem Einheitsvektor in Querrichtung ist positiv. Losgelöst vom verwendeten Bezugssystem kann man auch sagen, dass die Antriebsvorrichtungen derart rotieren, dass die Fläche der Antriebsvorrichtungen, die im Vorwärtsflug zuerst auf die angeströmte Luft trifft, entgegen der Richtung der Erdanziehungskraft dreht. Bei Drehung der Antriebsvorrichtungen im Uhrzeigersinn wirkt sich der Magnus-Effekt besonders positiv aus. Dies gilt für eine beliebige Anzahl von Antriebsvorrichtungen.

10 Wie oben schon ausgeführt, wird durch die Rotation der jeder Antriebsvorrichtung 1F, 1R ein Schubvektor erzeugt. In der Notation gemäß Fig. 3b wird der von den beiden im vorderen Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen 1F gemeinsam erzeugte Schubvektor mit F_1 , 701 bezeichnet, der von den beiden im hinteren Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen 1R gemeinsam erzeugte Schubvektor wird mit F_2 , 702 bezeichnet.

15 Dadurch, dass alle Antriebsvorrichtungen 1F und 1R in dieselbe Drehrichtung 51 rotieren, wirken alle entstehenden (Antriebs-)Drehmomente M_1 , 81 M_2 , 82 ebenfalls in die gleiche Richtung, wobei hier M_1 , 81 das (Antriebs-)Drehmoment beider vorderen Antriebsvorrichtungen 1F bezeichnet, und M_2 , 82 das (Antriebs-)Drehmoment beider hinteren Antriebsvorrichtungen 1R.

20 Nun werden Impuls- und Drallsatz um den Massenschwerpunkt S , 150 des Fluggeräts aufgestellt, wobei im dargestellten Fall nur der Impulssatz in Vertikalrichtung 103 (z-Achse) und der Drallsatz um die Querrichtung (y-Achse) relevant sind, da nur hier Kräfte bzw. Drehmomente wirken.

25 Die Bedingungen für einen stabilen Schwebeflug lauten dann:

$$\sum F_z = F_s - F_1 - F_2 = 0 \quad (7)$$

$$\sum M_{s,y} = F_1 * l_1 - F_2 * l_2 - M_1 - M_2 = 0. \quad (8)$$

30 Die Schubvektoren F_1 und F_2 können derart eingestellt werden, um die beiden Gleichgewichtsbedingungen zu erfüllen. Zweckmäßigerweise werden die Schubvektoren durch die Schubvektorsteuerung eingestellt. l_1 , 131 und l_2 , 132 geben, bezogen auf die Längsrichtung, den Abstand des Schwerpunkts S , 150 von den Antriebsvorrichtungen 1F im

vorderen Bereich bzw. 1R im hinteren Bereich an. F_s , 160 bezeichnet die Gewichtskraft des gesamten Fluggeräts.

Es ist aber auch möglich, die beiden Gleichgewichtsbedingungen zu verwenden, um den
 5 Massenschwerpunkt des Fluggeräts derart zu bestimmen, dass die besagten Bedingungen für den Schwebeflug bei bestimmten vorgegebenen Schubvektoren F_1 und F_2 erfüllt werden.

Die in Fig. 3b gezeigten Drehmomente M_1 , 81 und M_2 , 82 entsprechen den
 Antriebsmomenten der zwei Antriebsvorrichtungen 1F bzw. der zwei Antriebsvorrichtungen
 10 1R. Zwischen den Beträgen der Drehmomente M_1 , 81 und M_2 , 82 und den Beträgen der Schubvektoren F_1 , 701 bzw. F_2 , 702 der entsprechenden Antriebsvorrichtungen 1F bzw. 1R besteht ein mathematisch-physikalischer Zusammenhang. Dieser wird durch die oben angegebene Gleichung (6) bestimmt. Das heißt, die Beträge der Drehmomente M_1 , 81 und M_2 , 82 sind proportional zu den erzeugten Beträgen der Schubvektoren F_1 , 701 bzw. F_2 ,
 15 702. Die Drehmomente können somit nicht frei gesteuert werden.

Wie oben im Zusammenhang mit Gleichung (6) ausgeführt, ist der Proportionalitätsfaktor a einer jeden Antriebsvorrichtung im Wesentlichen abhängig von der Effizienz der Antriebsvorrichtung, deren Winkelgeschwindigkeit und weiteren Kennzahlen der
 20 Antriebsvorrichtung.

Jede Antriebsvorrichtung kann einen anderen Proportionalitätsfaktor a aufweisen. Allerdings nehmen die Werte von a von verschiedenen Antriebsvorrichtungen gleicher Bauart bzw. Baugröße typischerweise die gleiche Größenordnung an. Zweckmäßig sind sie im
 25 Wesentlichen identisch.

Gemäß Gleichung (6) können die Beträge M_1 , M_2 der Drehmomente M_1 , 81 bzw. M_2 , 82 geschrieben werden als

$$M_i = a_i * F_i, \quad i \in \{1,2\}.$$

30 Daraus ergibt sich die Drehmomentengleichung (8) zu

$$\sum M_{s,y} = F_1 * l_1 - F_2 * l_2 - F_1 * a_1 - F_2 * a_2 = 0 .$$

Diese Gleichung kann nun in ein Verhältnis der Beträge F_1 und F_2 der beiden Schubvektoren F_1 , 701 bzw. F_2 , 702 umgeformt werden:

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{(l_2 + a_2)}{(l_1 - a_1)}. \quad (9)$$

Gleichung (9) kann als Konfigurationsformel für das Fluggerät dienen. Die Gleichung (9) enthält zunächst drei frei wählbare Größen (aus der Menge von F_1 , F_2 , l_1 , l_2), allerdings ist in einer stabilen Fluglage noch Gleichung (7) zu beachten, weshalb nur zwei der vorstehend genannten vier Größen frei gewählt werden können.

Es gibt daher mehrere Möglichkeiten, die Gleichungen (7) und (9) zu erfüllen.

- (i) In einer ersten Fallgestaltung kann gefordert werden, dass das Fluggerät symmetrisch ausgelegt ist. Das heißt, die vorderen Drehachsen 5, also die Drehachsen der im vorderen Bereich des Fluggeräts angeordneten Antriebsvorrichtungen 1F, und die hinteren Drehachsen 5, also die Drehachsen der im hinteren Bereich des Fluggeräts angeordneten Antriebsvorrichtungen 1R, sind vom Massenschwerpunkt S , 150 gleich weit entfernt. Anders ausgedrückt, der Massenschwerpunkt S , 150 befindet sich bezüglich der Längsrichtung in der Mitte zwischen den vorderen und hinteren Drehachsen 5. In diesem Fall ist $l_1 = l_2$. Dann ergibt sich aus Gleichung (9) und wegen $\frac{(l_1 + a_2)}{(l_1 - a_1)} > 1$, dass die vorderen Antriebsvorrichtungen 1F mehr Schub erzeugen müssen als die hinteren Antriebsvorrichtungen 1R, also ist $F_1 > F_2$. Somit müssen die vorderen Antriebsvorrichtungen 1F größer ausgelegt werden als die hinteren Antriebsvorrichtungen 1R.

Bei dieser Fallgestaltung wird der Massenschwerpunkt S , 150 daher tendenziell nach vorne wandern, was zur Folge hat, dass $l_1 < l_2$ wird, und die erforderlichen Schubvektoren F_1 und F_2 der Antriebsvorrichtungen 1F bzw. 1R weiter ansteigen.

- (ii) In einer zweiten Fallgestaltung sind Besonders bevorzugt die Antriebsvorrichtungen 1F und 1R konstruktiv identisch ausgestaltet. Das heißt, sie sind baugleich und besitzen beispielsweise die gleiche Größe, die gleiche Spannweite, die gleiche Anzahl von Rotorblättern, den gleichen Durchmesser und/oder erzeugen ähnliche oder gleiche (maximale) Schubkräfte / Schubvektoren. In diesem Fall ist also $F_1 = F_2$ oder $F_1 \approx F_2$. Mit $F_1 = F_2 \equiv F$ folgt aus Gleichung (7) zunächst $F = F_S/2$. Aus Gleichung (9) ergibt sich dann

$$l_1 - a_1 = l_2 + a_2.$$

Wenn der Abstand in Längsrichtung zwischen der vorderen Antriebsvorrichtungen 1F und hinteren Antriebsvorrichtungen 1R $l = l_1 + l_2$ beträgt, dann ergibt sich aus der letzten Gleichung:

$$l_1 = \frac{l}{2} + \frac{a_1 + a_2}{2}, \quad (10)$$

$$l_2 = \frac{l}{2} - \frac{a_1 + a_2}{2}. \quad (11)$$

Man erkennt, dass der Massenschwerpunkt S , 150 des Fluggeräts in Längsrichtung von der Mitte $l/2$ zwischen den vorderen Drehachsen 5 der vorderen Antriebsvorrichtungen 1F und den hinteren Drehachsen 5 der hinteren Antriebsvorrichtungen 1R in Richtung der hinteren Drehachsen 5 der hinteren Antriebsvorrichtungen 1R verschoben ist, und zwar um $(a_1 + a_2)/2$. Typischerweise gilt in diesem Fall $a_1 = a_2 \equiv a$.

Wird nun ein Fluggerät mit konstruktiv identischen, gleich großen Antriebsvorrichtungen 1F und 1R und somit annähernd gleich großen Schubkräften / Schubvektoren F_1 , 701 bzw. F_2 , 702 pro Paar von Antriebsvorrichtungen 1F bzw. 1R konfiguriert, kann der Massenschwerpunkt S , 150 also optimalerweise so positioniert werden, dass die von den Antriebsvorrichtungen erzeugten Drehmomente M_1 , 81 bzw. M_2 , 82 rein durch die Lage des Massenschwerpunktes S , 150 ausgeglichen werden. Die besagte optimale Position ist durch Gleichungen (10) und (11) bestimmt.

Hier und im Folgenden muss beachtet werden, dass für die Betrachtungen lediglich die Position der Antriebsvorrichtungen und des Massenschwerpunktes in Längsrichtung 101 eine Rolle spielt. Die Lagerung bzw. Positionierung von Antriebsvorrichtungen und Massenschwerpunkt bezüglich der Querrichtung und Vertikalrichtung 103 ist hier nicht relevant und liegt im Ermessen des Fachmanns. Eine möglichst symmetrische Lagerung bzw. Positionierung in den zwei letztgenannten Richtungen ist jedoch vorzuzugswürdig.

(iii) Erfindungsgemäß ist es auch möglich, dass Aspekte der ersten Fallgestaltung (i) und der zweiten Fallgestaltung (ii) miteinander kombiniert werden. Das bedeutet, der Massenschwerpunkt S , 150 des Fluggeräts kann aus der Mitte zwischen den vorderen und hinteren Drehachsen der Antriebsvorrichtungen 1F bzw. 1R derart verschoben werden, dass die Bedingungen (7) und (8) für einen stabilen Schwebeflug bei bestimmten vorgegebenen,

auch unterschiedlichen, Schubvektoren / Schubkräften von einzelnen der Antriebsvorrichtungen erfüllt sind.

Für praktische Anwendungen ist es nicht immer möglich, die Massen in einem Fluggerät so zu platzieren, dass der Gesamtmassenschwerpunkt S , 150 exakt an der in den Fallgestaltungen (i), (ii) oder (iii) beschriebenen vorgegebenen optimalen Position positioniert werden kann; so ist etwa für die Fallgestaltung (i) $l_1 = l_2$; für die Fallgestaltung (ii) sind l_1 und l_2 gegeben durch Gleichungen (10) und (11). Daher wird nachfolgend ein Bereich definiert, in welchem der Massenschwerpunkt S , 150 liegen kann, sodass es noch möglich ist, den Drehmomentenausgleich mit den Schubkräften / Schubvektoren F_1 , 701 bzw. F_2 , 702 der Paare von Antriebsvorrichtungen 1F bzw. 1R zu unterstützen. Dazu wird angenommen, dass ein Paar i von Antriebsvorrichtungen eine maximal zulässige (i.d.R. vorgegebene) Schubkraft / einen maximal zulässigen Schubvektor von $F_{i,max}$ erzeugen kann. Dabei wird angenommen, dass $F_{i,max}$ größer oder gleich den der optimalen Konfiguration entsprechenden Schubkräften $F_{i,opt}$ sind. Dies liegt daran, dass ein Fluggerät mindestens die Schubkräfte $F_{i,opt}$ benötigt, um in einem stabilen Schwebeflug zu verharren; im bevorzugten Fall bringt jedes Paar von Antriebsvorrichtungen noch einen Schubüberschuss auf, der unter anderem für die Abweichung der Lage des Schwerpunkts S , 150 von der optimalen Lage genutzt werden kann. $F_{i,max}$ ist die maximal von der Schubvektorsteuerung zulässige Schubkraft einer Antriebsvorrichtung, die somit, immer größer oder gleich der Schubkraft für die optimale Auslegung $F_{i,opt}$ sein muss.

Unter Berücksichtigung des Impulssatzes gemäß Gleichung (7) ergibt sich:

$$F_{1,opt} \leq F_{1,max} \quad \Rightarrow \quad F_{2,opt} \geq F_{2,min} \equiv F_s - F_{1,max}.$$

Damit lässt sich ein maximal zulässiges Schubvektorverhältnis definieren:

$$R_{max} = \frac{F_{1,max}}{F_{2,min}}.$$

Und entsprechend:

$$F_{2,opt} \leq F_{2,max} \quad \Rightarrow \quad F_{1,opt} \geq F_{1,min} \equiv F_s - F_{2,max}$$

und damit ein minimal zulässiges Schubvektorenverhältnis von

$$R_{min} = \frac{F_{1,min}}{F_{2,max}}.$$

Diese Schubvektorverhältnisse F_1/F_2 werden auch durch Gleichung (9) beschrieben; unter Verwendung der letzteren lassen sich der maximal zulässige Abstand in Längsrichtung des Massenschwerpunkts S , 150 von den vorderen Drehachsen 5 zu

$$l_{1max} = \frac{a_1 + a_2}{2} + \frac{l}{R_{min} + 1}$$

- 5 und der minimal zulässige Abstand in Längsrichtung des Massenschwerpunkts S , 150 von den vorderen Drehachsen 5 zu

$$l_{1min} = \frac{a_1 + a_2}{2} + \frac{l}{R_{max} + 1}$$

berechnen.

- 10 Liegt der Massenschwerpunkt S , 150 außerhalb des Bereiches

$$l_{1min} \leq l_1 \leq l_{1max}, \quad (12)$$

ist es nicht mehr möglich, die Abweichung des Massenschwerpunktes S , 150 von der optimalen Position gemäß Gleichung (10) durch die Schubkräfte F_1 , 701 bzw. F_2 , 702 der Antriebsvorrichtungen 1F bzw. 1R auszugleichen.

15

Figur 3c dient der Veranschaulichung des vorstehend beschriebenen Bereichs, in dem sich der Massenschwerpunkt S , 150 des Fluggeräts zweckmäßigerweise zur Umsetzung der Erfindung gemäß dem ersten Aspekt befinden kann. Fig. 3c zeigt schematisch ein Fluggerät mit Antriebsvorrichtungen 1F, 1R, die entlang von zwei Geraden, die jeweils parallel zur Querrichtung des Fluggeräts verlaufen, angeordnet sind. Zweckmäßig umfasst das Fluggerät vier Antriebsvorrichtungen 1F, 1R, von denen zwei 1F im vorderen Bereich und zwei 1R im hinteren Bereich angeordnet sind, wie schon im Zusammenhang mit Figuren 3a und 3b beschrieben. Es wird weiter angenommen, dass die Antriebsvorrichtungen 1F, 1R konstruktiv identisch ausgestaltet sind (wie in Fallgestaltung (ii)), hier insbesondere: $a_1 = a_2 \equiv a$.

25

Zuerst wird weiter angenommen, dass der Drehmomentenausgleich rein über die Lage des Massenschwerpunktes S , 150 realisiert werden soll, wodurch

$$F_{1,opt} = F_{2,opt} = F_{opt} \Rightarrow M_{1,opt} = M_{2,opt} = M_{opt}$$

gilt. Für das hier betrachtete Ausführungsbeispiel des Fluggeräts wird eine durch eine

- 30 entsprechende Gesamtmasse erzeugte Gesamt-Gewichtskraft von

$$F_g = 1000 \text{ N},$$

angesetzt; die Kennzahl / der Proportionalitätsfaktor ist typischerweise

$$a = 0,2 \text{ m};$$

der Abstand der Antriebsvorrichtungen in Längsrichtung wird als

$$l = l_1 + l_2 = 2 \text{ m}$$

definiert.

- 5 Auf Basis dieser Vorgaben ergibt sich aus Gleichungen (10) und (11) eine optimale Massenschwerpunktlage von

$$\begin{aligned} R_{opt} = 1 &= \frac{F_{1,opt}}{F_{2,opt}} = \frac{l_{2,opt} + a}{l_{1,opt} - a} \\ \Rightarrow l_{1,opt} &= \frac{l}{2} + a = 1,2 \text{ m} \\ \Rightarrow l_{2,opt} &= \frac{l}{2} - a = 0,8 \text{ m} . \end{aligned}$$

10

Ist es nicht möglich, den Gesamtmassenschwerpunkt S , 150 des Fluggerätes auf die Position $l_{1,opt} = 1,2 \text{ m}$ zu legen, wird nun ein Bereich definiert, in welchem sich die Lage des Massenschwerpunktes S , 150 befinden kann, sodass der Drehmomentenausgleich von den Schubkräften / Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen 1F, 1R kompensiert werden kann.

- 15 Dazu wird die maximal zulässige Schubkraft, die von sämtlichen entlang einer Geraden angeordneten Antriebsvorrichtungen erzeugt werden kann, die zweckmäßig von der Schubvektorsteuerung gesteuert wird, als

$$F_{i,max} = 550 \text{ N}$$

definiert. Durch diese Vorgabe lassen sich das maximal und minimal zulässige

- 20 Schubvektorverhältnis

$$R_{max} = \frac{11}{9} \quad \text{und} \quad R_{min} = \frac{9}{11}$$

und der Bereich für die Lage des Massenschwerpunktes gemäß Gleichung (12)

$$\begin{aligned} l_{1,max} &= 1,3 \text{ m} \quad \text{und} \quad l_{1,min} = 1,1 \text{ m} \\ 1,1 \text{ m} &\leq l_1 \leq 1,3 \text{ m} \end{aligned}$$

- 25 berechnen. Das heißt, in diesem Beispiel befindet sich der Massenschwerpunkt in Längsrichtung zweckmäßigerweise 1,1 bis 1,3 m von den vorderen Drehachsen der entsprechenden vorderen Antriebsvorrichtungen 1F entfernt.

- 30 Figur 4 zeigt eine weitere Ausgestaltung eines Fluggeräts 100 gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung. Diese Fig. 4 dient vornehmlich zur Verallgemeinerung der im Zusammenhang mit den Figuren 3a, 3b und 3c hergeleiteten Ergebnisse für eine beliebige Anzahl $K > 2$ von Antriebsvorrichtungen 1. Es wurde oben schon darauf hingewiesen, dass es für die

erfindungsgemäßen Betrachtungen primär auf die Positionierung der Antriebsvorrichtungen 1 in Längsrichtung ankommt. Die Antriebsvorrichtungen können so etwa in Vertikalrichtung auf unterschiedlichen Höhen positioniert sein. Die Längsrichtung ist in Fig. 4 als x-Achse 101 ausgezeichnet. Es wird angenommen, dass die K Antriebsvorrichtungen des Fluggeräts entlang $N > 1$ Geraden g_i angeordnet sind. Wie schon weiter oben ausgeführt, handelt es sich bei den besagten Geraden um keine konstruktiven Komponenten des Fluggeräts 100, sondern dienen lediglich dazu, die geometrische Anordnung der Antriebsvorrichtungen 1 zu verdeutlichen. Auf einer bestimmten Geraden g_i (gekennzeichnet durch Index i , $i = 1, \dots, N$) sollen n_i , $i = 1, \dots, N$, Antriebsvorrichtungen 1 angeordnet sein. Damit gilt

$$10 \quad \sum_{i=1}^N n_i = K.$$

Darüber hinaus wird angenommen, dass sämtliche n_i auf einer Geraden g_i mit Index i angeordneten Antriebsvorrichtungen 1 eine gesamte Schubkraft / einen gesamten Schubvektor mit Betrag $F_i = \sum_{j=1}^{n_i} F_{ij}$ erzeugen (wobei F_{ij} der von der j -ten auf der Geraden g_i angeordneten Antriebsvorrichtung erzeugte Schubvektor ist); der Betrag des gesamten (Antriebs-)Drehmoments sämtlicher n_i auf der Geraden g_i mit Index i angeordneten Antriebsvorrichtungen sei M_i . Für jedes i , $i = 1, \dots, N$ gilt damit gemäß Gleichung (6) gilt damit der Zusammenhang:

$$M_i = a_i * F_i,$$

20 wobei für jede Gerade g_i mit Index i eine Kennzahl / ein Proportionalitätsfaktor a_i eingeführt wird.

Es wird darauf hingewiesen, dass, obwohl die Geraden g_i , entlang denen die Antriebsvorrichtungen 1 angeordnet sind, parallel zur Querrichtung 102 ausgerichtet sind, ist es erfindungsgemäß nicht zwingend erforderlich, dass sämtliche Drehachsen 5 der Antriebsvorrichtungen 1 (mathematisch exakt) parallel zueinander oder zur Querrichtung 102 ausgerichtet sind. Es reicht aus, wenn die Drehachsen 5 der Antriebsvorrichtungen 1, speziell im Schwebeflug, im Wesentlichen in Querrichtung 102 ausgerichtet sind, und zwar in dem einleitend definierten Sinne. In Fig. 4 ist gezeigt, dass die Drehachsen 5 einiger Antriebsvorrichtungen 1 nicht exakt parallel zur Querrichtung 102 ausgerichtet sind. Die Antriebsvorrichtungen 1 sind erfindungsgemäß dennoch auf einer Geraden g_i , die parallel zur Querrichtung 102 verläuft, weil deren geometrisches Zentrum im Wesentlichen auf einer solchen Geraden g_i liegen; möglich ist auch, um die Bedingung der Anordnung auf

einer parallelen Geraden zu erfüllen, dass die Lagerungspunkte der Antriebsvorrichtungen 1 im Wesentlichen auf einer solchen Geraden g_i liegen.

Jede der Geraden g_i mit Index i befinde sich in Längsrichtung 101 (x-Achse) an einer Stelle
5 mit Koordinate x_i , $i = 1, \dots, N$, wobei ohne Beschränkung der Allgemeinheit $x_i - x_{i-1} > 0$ angenommen wird. Die Längspositionen x_i der Geraden g_i seien fest aber beliebig.

Der Massenschwerpunkt S , 150 des Fluggeräts 100 befinde sich bezüglich der Längsrichtung 101 bei der Koordinate X_S . Es wird darauf hingewiesen, dass, während im Zusammenhang
10 mit Figuren 3a, 3b, 3c die Abstände l_1 und l_2 der Geraden vom Massenschwerpunkt betrachtet wurden, hier die Koordinaten bez. der Längsrichtung 101 der Geraden g_i verwendet werden; dies erweist sich hier als zweckmäßiger. Gleichwohl kann der Zusammenhang zwischen Koordinaten der Geraden g_i und deren Abständen l_i vom Massenschwerpunkt S , 150 einfach hergestellt werden:

$$15 \quad l_i = |x_i - X_S|.$$

Mit den eingeführten Notationen lassen sich die Bedingungen für einen stabilen Schweben- bzw. Vorwärtsflug aus Gleichungen (7) und (8) wie folgt verallgemeinern:

$$\sum F_z = F_s - \sum_{i=1}^N F_i = 0 \quad (13)$$

$$20 \quad \begin{aligned} \sum M_{s,y} &= \sum_{i=1}^N F_i * (x_i - X_S) - \sum_{i=1}^N M_i = 0 \\ \Rightarrow \sum M_{s,y} &= \sum_{i=1}^N F_i * (x_i - X_S) - \sum_{i=1}^N a_i * F_i = 0. \end{aligned} \quad (14)$$

Unter Einsetzung von Gleichung (13) folgt aus Gleichung (14):

$$\sum_{i=1}^N F_i(x_i - a_i) = X_S * F_s,$$

25 also ergibt sich für die Koordinate X_S des Massenschwerpunkts S , 150:

$$X_S = \sum_{i=1}^N \frac{F_i}{F_s} (x_i - a_i). \quad (15)$$

Ein Zwischenergebnis soll hier festgehalten werden: Aus Gleichung (15) lässt sich die Koordinate X_S des Massenschwerpunkts S , 150 berechnen, wenn die Schubvektoren F_i
30 vorgegeben werden; allerdings liefert Gleichung (13) noch eine weitere Bedingung, die für eine stabile Fluglage erfüllt sein muss. Deshalb können nicht alle N Schubvektoren F_i beliebig vorgegeben werden, sondern nur $N - 1$. Das heißt, die Position X_S des Massenschwerpunkts S , 150 für eine stabile Fluglage, speziell den Schwebeflug, ist

bestimmt, wenn $N - 1$ Schubvektoren vorgegeben werden. Die Werte der vorgegebenen Schubvektoren können natürlich auch gleich sein.

Der Abstand bezüglich der Längsrichtung des Massenschwerpunkts S , 150 von der
 5 vordersten Geraden g_1 bzw. der Antriebsvorrichtung, die bezogen auf die Längsrichtung dem Bug 121 bzw. der Nase 121 des Fluggeräts 100 am nächsten ist, ist:

$$x_1 - X_S = x_1 - \sum_{i=1}^N \frac{F_i}{F_S} (x_i - a_i).$$

Wir betrachten nun zunächst den Fall, bei dem die auf einer Geraden g_i angeordneten
 10 Antriebsvorrichtungen 1 für jede Gerade annähernd gleich große Schubkräften / Schubvektoren F_i erzeugen, also $F_1 \approx F_2 \approx \dots \approx F_{N-1} \approx F_N \equiv F$. Der Massenschwerpunkt S , 150 wird also optimalerweise so positioniert werden, dass die von den Antriebsvorrichtungen 1 erzeugten Drehmomente M_i rein durch die Lage des Massenschwerpunktes S , 150 ausgeglichen werden. Die besagte optimale Position ist durch
 15 Gleichungen (13) und (15) bestimmt. Aus Gleichung (13) folgt

$$F_i = \frac{F_S}{N} \equiv F \quad \text{für alle } i = 1, \dots, N.$$

Und damit aus Gleichung (15):

$$X_S = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - a_i). \quad (16)$$

20 In diesem Fall kann zweckmäßigerweise $a_i \equiv a$, $i = 1, \dots, N$ angenommen werden.

Ein maximal zulässiger Bereich für die (Längs-, x-)Koordinate X_S des Massenschwerpunkts S , 150 kann analog zu den Überlegungen zu Figur 3b auch für den vorstehend beschriebenen allgemeinen Fall ermittelt werden, und zwar unter Verwendung der Gleichungen (13), (14)
 25 und (15).

Figur 5 zeigt eine Ausgestaltung der Antriebsvorrichtungen, die in einem erfindungsgemäßen Fluggerät eingesetzt werden können. Jede dieser Antriebsvorrichtungen 1 ist um eine Drehachse drehbar gelagert. Jede Antriebsvorrichtung 1 umfasst mehrere Rotorblätter 2, die
 30 um ihre Längsachse schwenkbar gelagert sind. Damit kann der Neigungswinkel der Rotorblätter 2 während der Rotation der Antriebsvorrichtung 1 variiert werden. Durch die Steuerung der Rotationsgeschwindigkeit der Antriebsvorrichtungen 1 sowie der Steuerung

der Neigungswinkel der Rotorblätter 2 können der Betrag sowie die Richtung des erzeugten Schubvektors variiert werden.

In Figur 5 ist eine erfindungsgemäße Ausgestaltung einer Antriebsvorrichtung 1
5 perspektivisch dargestellt. Die Antriebsvorrichtung 1 ist zylinderförmig ausgestaltet. Bei der
gezeigten Antriebsvorrichtung 1 handelt es sich um einen Cyclogyro-Rotor. Diese
Antriebsvorrichtung 1 umfasst fünf Rotorblätter 2, jeweils einen zugehörigen Pitch-
Mechanismus 3, eine Offset-Vorrichtung 4 und eine Scheibe 11. Antriebsvorrichtungen mit
10 einer anderen Anzahl von Rotorblättern sind auch möglich. Die Rotorblätter 2 sind drehbar
um eine Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 gelagert. Die Offset-Vorrichtung 4 definiert
eine exzentrische Lagerungsachse, die exzentrisch bezüglich der Drehachse der
Antriebsvorrichtung 1 gelagert ist. In Fig. 5 ist die Offset-Vorrichtung als Offset-Scheibe
(englisch „offset disk“) dargestellt. Die Offset-Scheibe ist frei drehbar um die exzentrische
Lagerungsachse gelagert. Die exzentrische Lagerung der Offset-Scheibe 4 impliziert eine
15 exzentrische Lagerung des Pitch-Mechanismus 3. Durch die exzentrische Lagerung des
Pitch-Mechanismus 3 wird eine Veränderung der Stellung der Rotorblätter 2 während einer
Umdrehung um die Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 bewirkt. Jeder der dargestellten
Pitch-Mechanismen 3 umfasst eine Kopplungsvorrichtung 31 und eine Lagerungsvorrichtung
33. Jedes Rotorblatt 2 ist durch die entsprechende Lagerungsvorrichtung 33 schwenkbar
20 gelagert. Das Rotorblatt 2 ist um eine Achse parallel zur Drehachse der Antriebsvorrichtung
1 gelagert. Diese Achse ist die Rotorblatt-Lagerungsachse 33. Die Lagerung des Rotorblatts 2
kann beispielsweise mithilfe eines Lagerungsmittels, wie einem oder mehreren Stiften, sog.
Hauptstift (englisch „main pin“) erfolgen. Das Lagerungsmittel ist bevorzugt ein Teil der
Lagerungsvorrichtung 33. Die Rotorblatt-Lagerungsachse 33 kann durch den
25 Massenschwerpunkt des Rotorblatts 2 verlaufen. Bevorzugt erfolgt jedoch eine Lagerung des
Rotorblatts 2 in einem Abstand vom Massenschwerpunkt. Die Kopplungsvorrichtung 31 des
Pitch-Mechanismus 3 koppelt das Rotorblatt 2 derart an die Offset-Vorrichtung 4, dass das
Rotorblatt 2 eine Pitch-Bewegung ausführt, wenn er sich um die Drehachse der
Antriebsvorrichtung 1 dreht, und unter der Voraussetzung, dass die exzentrische
30 Lagerungsachse nicht mit der Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 übereinfällt. Ein Endstück
der Kopplungsvorrichtung 31 ist in einem Anbindungspunkt an die Offset-Vorrichtung 4
gekoppelt. Das andere Endstück der Kopplungsvorrichtung 31 ist an das Rotorblatt 2
gekoppelt.

Die Offset-Scheibe 4 ist frei drehbar gelagert. Die Drehachse der Offset-Scheibe 4 verläuft vorzugsweise in einem bestimmten Offset-Abstand parallel zur Drehachse der Antriebsvorrichtung 1. Dadurch kommt die exzentrische Lagerung der Offset-Scheibe 4 bez. der Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 zustande. Dieser Offset-Abstand kann einstellbar
5 sein. Eine Offset-Vorrichtung 4 mit einstellbarer Exzentrizität kann beispielsweise durch ein Planetengetriebe realisiert werden. Eine Pitch-Bewegung der Rotorblätter 2 ergibt sich dann, wenn der Offset-Abstand nicht Null beträgt.

Die Ankopplung der Kopplungsvorrichtung 31 an das Rotorblatt 2 erfolgt in einem
10 Ankopplungspunkt 32. Dazu kann die Kopplungsvorrichtung 31 ein Kopplungsmittel umfassen. Bei der in Fig. 5 gezeigten Antriebsvorrichtung 1 umfasst die Kopplungsvorrichtung 31 ein Pleuel (englisch „conrod“) sowie einen Stift, sog. Pitch-link-Stift. Bei dem Stift handelt es sich um eine konstruktive Ausgestaltung des erfindungsgemäßen Kopplungsmittels. In dem in Fig. 5 gezeigten Ausführungsbeispiel erfolgt
15 die Ankopplung der Kopplungsvorrichtung 31 an das Rotorblatt 2 im Ankopplungspunkt 32 nicht durch direkte Verbindung mit dem Rotorblatt 2, sondern indem ein Verbindungselement 61 verwendet wird. Ein Ende des Verbindungselements 61 ist dabei starr mit dem Rotorblatt 2 verbunden. Diese Anbindung erfolgt bevorzugt im Rotorblatt-Lagerungspunkt. Das andere Ende des Verbindungselements 61 ist an die
20 Kopplungsvorrichtung / Pleuel 31 gekoppelt. In diesem Fall wird die Pitch-Bewegung über das Kopplungsmittel mit Hilfe des Pleuels 31 indirekt über das Verbindungselement 61 in das Rotorblatt 2 eingeleitet.

Eine direkte Ankopplung der Kopplungsvorrichtung 31 an das Rotorblatt 2 ist
25 erfindungsgemäß jedoch auch möglich.

Dadurch, dass die Kopplungsvorrichtung 31 des Pitch-Mechanismus exzentrisch bezüglich der Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 gelagert ist, bewegt sich der Ankopplungspunkt 32 relativ zur Rotorblatt-Lagerungsachse 33 auf einem Kreisbogen, wenn das Rotorblatt 2 um
30 die Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 rotiert. Dadurch kommt die Pitch-Bewegung des Rotorblatts 2 zustande. Dabei handelt es sich also um eine Pendelbewegung des Rotorblatts 2 um die Rotorblatt-Lagerungsachse 33.

Der Durchmesser der Antriebsvorrichtung 1 entspricht dem doppelten Abstand von Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 zu Rotorblatt-Lagerungsachse 33 bzw. -punkt. Dieser Durchmesser ist relevant für die Flügelgeschwindigkeit bei der Rotation und daher relevant für den erzeugten Schub. In beispielhaften erfindungsgemäßen Ausgestaltungen der Antriebsvorrichtung 1 liegt der Durchmesser im Bereich zwischen 150 mm und 2000 mm, bevorzugt zwischen 300 mm und 500 mm, besonders bevorzugt beträgt er 350 mm.

Des Weiteren umfasst die in Fig. 5 gezeigte Antriebsvorrichtung 1 eine Scheibe 11. Diese Scheibe 11 ist derart ausgestaltet, dass sie die Rotorblätter 2 aerodynamisch von den restlichen Komponenten der Antriebsvorrichtung 1 trennt. Eine solche Scheibe 11 ist besonders vorteilhaft für den Fall, dass die Antriebsvorrichtung 1 mit höheren Drehzahlen betrieben wird.

Durch die Länge der Rotorblätter 2 wird die Spannweite der Antriebsvorrichtung 1 definiert. Die Spannweite der Antriebsvorrichtung 1 ist der (longitudinale) Abstand zwischen den beiden Scheiben 11.

Die Spannweite eines der Cyclogyro-Rotoren, die erfindungsgemäß eingesetzt werden können, beträgt zweckmäßig wenige Zentimeter bis zwei Meter, vorzugsweise liegt sie zwischen 350 bis 420 mm. In den erfindungsgemäßen Fluggeräten kommen vorteilhafterweise mehrere Cyclogyro-Rotoren zum Einsatz. Deren Spannweiten weichen bevorzugt um maximal 25%, zweckmäßigerweise um maximal 10% voneinander ab. Deren Durchmesser weichen bevorzugt um maximal 25%, zweckmäßigerweise um maximal 10% voneinander ab.

Die in Fig. 5 gezeigten Rotorblätter 2 weisen ein symmetrisches Profil auf; die Erfindung ist nicht auf Antriebsvorrichtungen mit Rotorblättern mit symmetrischem Profil beschränkt.

Die Antriebsvorrichtung 1 erzeugt Schub bzw. einen Schubvektor aufgrund zweier miteinander gekoppelter Drehbewegungen. Die erste Drehbewegung ist die Rotation der Rotorblätter 2 um die Drehachse der Antriebsvorrichtung 1. Diese erste Drehbewegung führt zu einer Bewegung der Rotorblätter 2 entlang einer Kreisbahn um die Drehachse der Antriebsvorrichtung. Speziell bewegen sich die Rotorblatt-Lagerungsachsen 33 bzw. Rotorblatt-Lagerungspunkte entlang der Kreisbahn. Jede Rotorblatt-Lagerungsachse 33 ist

parallel zur Längsachse der Rotorblätter 2. Die Längsachse der Rotorblätter 2 ist parallel zur Drehachse der Antriebsvorrichtung 1. Damit ist die Längsachse der Rotorblätter 2 auch parallel zur Rotorblatt-Lagerungsachse 33. Die Schubrichtung der Antriebsvorrichtung 1 liegt normal zur Drehachse der Antriebsvorrichtung 1. Für eine optimale Schuberzeugung sollen alle Rotorblätter 2 zu jedem Zeitpunkt bestmöglich zur Strömungsrichtung ausgerichtet sein. Damit wird sichergestellt, dass jedes Rotorblatt 2 einen maximalen Beitrag zum gesamten Schub leistet. Während der Drehung der Antriebsvorrichtung 1 um ihre Drehachse wird aufgrund des vorstehend beschriebenen Pitch-Mechanismus die Neigung jedes Rotorblatts 2 laufend geändert. Jedes Rotorblatt 2 vollzieht eine periodische Änderung des Neigungswinkels bzw. eine Pendelbewegung. Dies ist die Pitch-Bewegung. Dabei bewegt sich der Ankopplungspunkt 32 auf einem Kreisbogen um die Rotorblatt-Lagerungsachse 33. Dies ist die zweite Drehbewegung.

Der Betrag und die Richtung der erzeugten Schubkraft bzw. des zugehörigen Schubvektors hängen von der Neigung der Rotorblätter 2 ab. Daher beeinflusst der Abstand der exzentrischen Lagerung der Offset-Vorrichtung 4 bzw. des Pitch-Mechanismus 3 zur Drehachse der Antriebsvorrichtung 1 den Betrag der erzeugten Schubkraft / des erzeugten Schubvektors. Durch die Verschiebung der exzentrischen Lagerung der Offset-Vorrichtung 4 in Umfangsrichtung, also bei konstantem Abstand zur Drehachse der Antriebsvorrichtung 1, wird die Richtung des erzeugten Schubvektors geändert.

Obwohl in Fig. 5 Pitch-Mechanismen 3 nur auf einer Seite der Antriebsvorrichtung 1 gezeigt sind, kann es aus Stabilitätsgründen zweckmäßig sein, auch auf der gegenüberliegenden Seite der Antriebsvorrichtung entsprechende Pitch-Mechanismen anzubringen. Der Pitch-Mechanismus kann beispielsweise auch in der Mitte der Antriebsvorrichtung angebracht werden.

Figur 6 zeigt eine perspektivische Ansicht eines Fluggeräts 200 gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung mit einem Fluggeräterumpf 220 und mehreren Antriebsvorrichtungen 1A und 1B. Zu sehen sind vier Antriebsvorrichtungen 1A und 1B, die um den Fluggeräterumpf 220 herum angeordnet sind. Jede Antriebsvorrichtung 1A und 1B ist über einen Arm 221 bzw. 222 mit dem Fluggeräterumpf 220 verbunden. Jede der Antriebsvorrichtungen 1A und 1B kann mit entsprechenden Halterungs- oder Lagerungseinrichtungen an den Armen 221 bzw. 222 montiert sein. Das Vorhandensein von Armen 221 bzw. 222 ist nicht wesentlich. Die

Antriebsvorrichtungen 1A und 1B können auch anderweitig mit dem Fluggeräterumpf 220 gekoppelt sein. Der Fluggerätekörper 220 und die Antriebsvorrichtungen 1A und 1B liegen hier im Wesentlichen in einer Ebene.

- 5 Bei dem dargestellten Fluggerät 200 kann es sich beispielsweise um ein Luftfahrzeug, ein bemanntes Fluggerät, eine Drohne oder um sog. Micro Air Vehicles (MAVs) handeln.

Zur weiteren Beschreibung des gezeigten Fluggeräts 200 wird ein Bezugssystem eingeführt, das eine erste Richtung 201, eine zweite Richtung 202 und eine Vertikalrichtung 203 bzw.
10 Vertikalachse definiert. Die Vertikalrichtung 203 bzw. -achse entspricht der Richtung der Erdanziehungskraft, wenn das Fluggerät 200 am Boden ruht. Die Vertikalrichtung 203 steht senkrecht auf der vorstehend genannten Ebene, in der der Fluggeräterumpf 220 und die Antriebsvorrichtungen 1A und 1B liegen. Die erste Richtung 201 und die zweite Richtung 202 bzw. die zugehörigen Achsen liegen in der besagten Ebene und stehen damit jeweils
15 senkrecht zur Vertikalrichtung. Wesentlich für das hier betrachtete Fluggerät 200 des zweiten Aspekts der Erfindung ist, dass die erste Richtung 201 und die zweite Richtung 202 nicht parallel zueinander sind. In dem gezeigten Ausführungsbeispiel stehen die erste Richtung 201 und die zweite Richtung 202 senkrecht aufeinander.

- 20 Die so definierten Richtungen sollen fest mit dem Fluggerät 200 verankert sein.

Das gezeigte Fluggerät 200 weist vier Antriebsvorrichtungen 1A und 1B auf. Bei den gezeigten Antriebsvorrichtungen 1A bzw. 1B handelt es sich um Cyclogyro-Rotoren. Eine nähere Beschreibung von Cyclogyro-Rotoren wurde bereits im Zusammenhang mit Fig. 5
25 gegeben. Jede Antriebsvorrichtung 1A und 1B ist um eine ihr zugeordnete Drehachse 5 drehbar gelagert. Jede Antriebsvorrichtung 1A und 1B umfasst mehrere Rotorblätter 2, die um ihre Längsachse schwenkbar gelagert sind. Damit kann der Neigungswinkel der Rotorblätter 2 während der Rotation der Antriebsvorrichtung 1A bzw. 1B variiert werden. Durch die Steuerung der Rotationsgeschwindigkeit (im Folgenden auch
30 Drehgeschwindigkeit genannt) der Antriebsvorrichtungen 1A bzw. 1B sowie der Steuerung der Neigungswinkel der Rotorblätter 2 können der Betrag sowie die Richtung der erzeugten Schubkraft bzw. des diese beschreibenden Schubvektors variiert werden.

In Fig. 6 ist zu sehen, dass die vier Antriebsvorrichtungen 1A und 1B im Wesentlichen die Ecken eines Rechtecks oder Quadrats bilden. Im geometrischen Zentrum dieses Rechtecks bzw. Quadrats ist der Rumpf 220 positioniert. Zweckmäßig ist jede der Antriebsvorrichtungen 1A und 1B vom Zentrum bzw. Rumpf gleich weit entfernt. Dazu
5 können die Arme 221 und 222 dieselbe Länge haben. In diesem Fall sind die Antriebsvorrichtungen 1A und 1B an den Ecken eines Quadrats angeordnet.

Die beiden Antriebsvorrichtungen 1A, die gegenüberliegenden Ecken des besagten Rechtecks bzw. Quadrats entsprechen, liegen auf einer gemeinsamen Geraden; in dem
10 gezeigten Beispiel ist diese Gerade im Wesentlichen parallel zur ersten Richtung 201; ebenso liegen die beiden Antriebsvorrichtungen 1B, die ebenfalls gegenüberliegenden Ecken des besagten Rechtecks bzw. Quadrats entsprechen, auf einer gemeinsamen Geraden, die im Wesentlichen parallel zur zweiten Richtung 202 verläuft. Anzumerken ist, dass es sich bei den genannten Geraden nicht zwingend um eine gemeinsame Drehachse zu handeln
15 braucht, an die die Antriebsvorrichtungen (starr) gekoppelt sind. Jede Antriebsvorrichtung 1A, 1B kann über eine eigene ihr zugeordnete Drehachse 5A, 5B rotieren, und es ist auch möglich, dass jede der Antriebsvorrichtungen 1A, 1B individuell angesteuert werden kann, insbesondere, um deren Drehgeschwindigkeit separat zu steuern.

Die den Antriebsvorrichtungen 1A zugeordneten Drehachsen 5A sind in dem
20 Ausführungsbeispiel von Fig. 6 im Wesentlichen in die erste Richtung 201 ausgerichtet. Die den Antriebsvorrichtungen 1B zugeordneten Drehachsen 5B sind in dem Ausführungsbeispiel von Fig. 6 im Wesentlichen in die erste Richtung 202 ausgerichtet. In Fig. 6 ist zu erkennen, dass die Drehachsen 5A, 5B nicht exakt parallel zur ersten Richtung
25 201 bzw. zweiten Richtung 202 ausgerichtet sind. Tatsächlich ist es erfindungsgemäß bereits, wenn jede der zugeordneten Drehachsen 5A, 5B im Wesentlichen in die erste Richtung 201 bzw. zweite Richtung 202 ausgerichtet ist. Erfindungsgemäß ist eine Drehachse 5A im Wesentlichen in die erste Richtung 201 ausgerichtet, wenn der Winkel, der zwischen der Drehachse 5A, und einer Achse, die in die erste Richtung 201 verläuft und die Drehachse 5A schneidet, eingeschlossen ist, geringer als 45° , bevorzugt geringer als 30° ,
30 besonders bevorzugt geringer als 15° , ist. Die Bezeichnung „im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichtet“ schließt es somit nicht aus, dass die Drehachsen 5A auch exakt parallel zur ersten Richtung 201 sind. Für die Drehachsen 5B der zweiten Antriebsvorrichtungen 1B und die zweite Richtung 202 gilt Entsprechendes.

Das erfindungsgemäße Fluggerät 200 ist so ausgelegt, dass es einen Schwebeflug durchführen kann, indem jede der zwei gezeigten Antriebsvorrichtungen 1A im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse 5A dreht, und/oder jede der zwei gezeigten Antriebsvorrichtungen 1B im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse 5B dreht. Die konstruktiven Einschränkungen, die sich daraus für das Fluggerät 200 ergeben, werden im Zusammenhang mit den weiteren Figuren, insbesondere Figuren 7a und 7b, erläutert.

10 In Figur 7a ist ein Fluggerät 200 gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung in stark schematischer Darstellung in Draufsicht gezeigt. Zu sehen sind zunächst der bereits im Zusammenhang mit Figur 6 beschriebene Fluggeräterumpf 220, die Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ und 1B₃, 1B₄ die ihnen jeweils zugeordneten Drehachsen 5A bzw. 5B, die erste Richtung 201 und zweite Richtung 202; die erste Richtung 201 steht senkrecht auf der
15 zweiten Richtung 202.

Zur Beschreibung der mathematisch-physikalischen Zusammenhänge ist es zweckmäßig, ein (kartesisches) orthogonales Koordinatensystem einzuführen. In Figuren 7a und 7b wird ein kartesisches Koordinatensystem mit x-, y- und z-Achsen verwendet. Es soll beachtet werden,
20 dass im Allgemeinen die erfindungsgemäße erste und zweite Richtung nicht den Achsen eines kartesischen Koordinatensystems zu entsprechen brauchen. Die erste und zweite (und ggf. weitere) Richtung dienen der Definition der Drehachsen der Antriebsvorrichtungen, während das (kartesische) orthogonale Koordinatensystem der zweckmäßigen mathematischen Beschreibung des Fluggeräts dienen soll.

25 Darüber hinaus ist der Massenschwerpunkt S, 250 des Fluggeräts 200 gezeigt. Die Lage bzw. Positionierung des Massenschwerpunkts S, 250 ist für den Ausgleich der durch die in im Wesentlichen gleiche Drehrichtung rotierenden Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ bzw. 1B₃, 1B₄ verursachten gleich gerichteten Drehmomente von zentraler Bedeutung. Dies wird
30 näher im Hinblick auf Figur 7b beschrieben. In dem gezeigten Beispiel ist der Massenschwerpunkt S, 250 derart positioniert, dass das Fluggerät 200 den Magnus-Effekt sowohl im Vorwärtsflug in (positive) erste Richtung 201 (hier mit der positiven x-Richtung übereinstimmend) und im Vorwärtsflug in (positive) zweite Richtung 202 (hier mit der positiven y-Richtung übereinstimmend) ausnützen kann. Bewegt sich das Fluggerät 200 im

Vorwärtsflug in die erste Richtung 201, rotieren die Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die zugehörigen Drehachsen 5B, und zwar vorteilhafterweise im Uhrzeigersinn. Wie oben im Zusammenhang mit dem ersten Aspekt definiert, bedeutet dies, dass die zwei Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ bezüglich der in Fig. 5 7a angegebenen zweiten Richtung (y-Achse) rechtsdrehend sind. Anders ausgedrückt: Das Skalarprodukt eines jeden der den Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ zugeordneten Vektors der Winkelgeschwindigkeit mit dem Einheitsvektor in zweiter Richtung ist positiv. Losgelöst vom verwendeten Bezugssystem kann man auch sagen, dass die Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ derart rotieren, dass die Fläche der Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄, die im Vorwärtsflug 10 zuerst auf die angeströmte Luft trifft, entgegen der Richtung der Erdanziehungskraft dreht. Bewegt sich das Fluggerät 200 im Vorwärtsflug in die zweite Richtung 202, rotieren die Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die zugehörigen Drehachsen 5A, und zwar vorteilhafterweise im Gegenuhrzeigersinn. Die vorstehend gegebene Definition gilt entsprechend. In dem in Fig. 7a gezeigten 15 Koordinatensystem bedeutet dies, dass das Skalarprodukt eines jeden der den Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ zugeordneten Vektors der Winkelgeschwindigkeit mit dem Einheitsvektor in erster Richtung ist negativ. Losgelöst vom verwendeten Bezugssystem gilt auch hier wieder, dass die Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ derart rotieren, dass die Fläche der Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂, die im Vorwärtsflug zuerst auf die angeströmte Luft trifft, 20 entgegen der Richtung der Erdanziehungskraft dreht.

Schließlich sind die Schubvektoren $F_1, 2001$; $F_2, 2002$; $F_3, 2003$; und $F_4, 2004$ eingezeichnet, die aufgrund der Rotation der Antriebsvorrichtungen um die Drehachsen 5A bzw. 5B erzeugt werden. Die Schubvektoren $F_1, 2001$; $F_2, 2002$; $F_3, 2003$; und $F_4, 2004$ 25 zeigen aus der Bildebene heraus, das heißt, es wird Auftrieb erzeugt.

Im Vorwärtsflug in die erste Richtung (x-Achse) ist es auch möglich, dass – bei Rotation der Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ in dieselbe Richtung – die Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ gegenläufig rotieren, d.h. eine im Uhrzeigersinn, die andere im Gegenuhrzeigersinn. 30 Entsprechendes gilt für den Vorwärtsflug in die zweite Richtung (y-Achse). Die Richtung der Schubvektoren $F_1, 2001$; $F_2, 2002$; $F_3, 2003$; und $F_4, 2004$ bleibt davon unberührt.

Figuren 7b und 7c zeigen das in Figur 7a in Draufsicht dargestellte Fluggerät gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung in unterschiedlichen Seitenansichten und in stark

schematischer Darstellung. In der Seitenansicht der Fig. 7b sind die zwei Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ und eine der zwei Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ zu sehen. In der Seitenansicht der Fig. 7c sind die zwei Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ und eine der zwei Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ zu sehen. Die den Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ zugeordneten Drehachsen 5A sind parallel zur ersten Richtung 201 (hier: x-Richtung); die den Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ zugeordneten Drehachsen 5B sind parallel zur zweiten Richtung (hier: y-Richtung) (welche in die Blattebene hineinzeigt).

In dem betrachteten erfindungsgemäßen Ausführungsbeispiel sollen die Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ in die gleiche Drehrichtung 251 mit einer bestimmten zugeordneten Rotationsgeschwindigkeit drehen. In Fig. 7b rotieren die beiden Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ im Uhrzeigersinn, wie oben definiert. Wie schon ausgeführt, wird durch die Rotation jeder Antriebsvorrichtung 1B₃, 1B₄ ein Schubvektor erzeugt. In der Notation gemäß Fig. 7b wird der von den beiden Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ gemeinsam erzeugte Schubvektor mit \mathbf{F}_{34} , 2034, wobei $\mathbf{F}_{34} = \mathbf{F}_3 + \mathbf{F}_4$ (vgl. Fig. 7a), bezeichnet. Dadurch, dass die Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ in dieselbe Drehrichtung 251 rotieren, wirken alle entstehenden (Antriebs-)Drehmomente \mathbf{M}_{34} , 280 ebenfalls in die gleiche Richtung, wobei hier \mathbf{M}_{34} , 280 das (Antriebs-)Drehmoment beider Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ bezeichnet, also $\mathbf{M}_{34} = \mathbf{M}_3 + \mathbf{M}_4$.

Die Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ erzeugen Schubvektoren \mathbf{F}_1 , 2001; bzw. \mathbf{F}_2 , 2002. Auf die Rotationsrichtung der Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ kommt es bei der hiesigen Betrachtung, die eine für den Vorwärtsflug in erster Richtung 201 günstige Auslegung des Fluggeräts betrifft, nicht an. Aus Symmetriegründen ist es allerdings vorzuziehen, das Fluggerät so auszulegen, dass eine stabile Fluglage, insbesondere ein stabiler Vorwärtsflug, auch bei gleich rotierenden Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ möglich ist. Dies wird weiter unten noch beschrieben.

Im Hinblick auf Fig. 7b werden Impuls- und Drallsatz um den Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts aufgestellt, wobei im dargestellten Fall nur der Impulssatz in Vertikalrichtung 203 (z-Achse) und der Drallsatz um die zweite Richtung 202 (y-Achse) relevant sind, da nur hier Kräfte bzw. Drehmomente wirken.

Die Bedingungen für einen stabilen Schwebeflug lauten dann:

$$\sum F_z = F_s - F_1 - F_2 - F_{34} = 0 \quad (17)$$

$$\sum M_{s,y} = F_1 * l_1 + F_{34} * l_{34} - F_2 * l_2 - M_{34} = 0. \quad (18)$$

Die (Beträge der) Schubvektoren F_1 , F_2 und F_{34} können derart eingestellt werden, um die
 5 beiden Gleichgewichtsbedingungen zu erfüllen. Zweckmäßigerweise werden die
 Schubvektoren durch die Schubvektorsteuerung eingestellt.

Es ist aber auch möglich, die beiden Gleichgewichtsbedingungen zu verwenden, um den
 Massenschwerpunkt des Fluggeräts derart zu bestimmen, dass die besagten Bedingungen für
 10 den Schwebeflug bei bestimmten vorgegebenen Schubvektoren F_1 , F_2 und F_{34} erfüllt werden.

Das in Fig. 7b gezeigte Drehmoment M_{34} , 280 entspricht dem (Antriebs-)Drehmoment
 beider Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄. Wie schon im Zusammenhang mit dem ersten
 Aspekt der Erfindung ausgeführt, besteht zwischen dem Betrag des Drehmoments M_{34} , 280
 15 und dem Betrag des Schubvektoren F_{34} ein mathematisch-physikalischer Zusammenhang.
 Dieser wird durch die oben angegebene Gleichung (6) bestimmt. Jede Antriebsvorrichtung
 kann einen anderen Proportionalitätsfaktor a aufweisen. Allerdings nehmen die Werte von a
 von verschiedenen Antriebsvorrichtungen gleicher Bauart bzw. Baugröße typischerweise die
 gleiche Größenordnung an. Zweckmäßig sind sie im Wesentlichen identisch.

20

Gemäß Gleichung (6) können die Beträge M_1 , M_2 , M_3 , M_4 der Drehmomente geschrieben
 werden als

$$M_i = a_i * F_i, \quad i \in \{1, 2, 3, 4\}.$$

Da in dem betrachteten Ausführungsbeispiel aufgrund der parallelen Ausrichtung der
 25 Drehachsen der Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ bei gleicher Drehrichtung M_3 und M_4
 parallel sind, gilt auch betragsmäßig:

$$|M_3 + M_4| = M_3 + M_4 = M_{34} \equiv a_{34} * F_{34}.$$

Es soll hier erwähnt werden, dass die vorstehende Gleichung auch als gute Näherung gilt für
 30 den allgemein betrachteten Fall von im Wesentlichen in die gleiche Richtung ausgerichteten
 Drehachsen.

Daraus ergibt sich die Drehmomentengleichung (18) zu

$$\sum M_{s,y} = F_1 * l_1 + F_{34} * l_{34} - F_2 * l_2 - F_{34} * a_{34} = 0 .$$

Hierin bezeichnen F_1 , F_2 die Beträge der von den Antriebsvorrichtungen $1A_1$ bzw. $1A_2$ erzeugten Schubvektoren \mathbf{F}_1 , 2001; \mathbf{F}_2 , 2002; l_1 , 231 den bez. der ersten Richtung bestimmten Abstand des Schubvektors \mathbf{F}_1 , 2001 vom Massenschwerpunkt S , 250 des

5 Fluggeräts (wobei dieser Abstand l_1 mit dem Abstand bez. der ersten Richtung zwischen Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts und dem geometrischen Zentrum entlang der Drehachse 5A der Antriebsvorrichtung $1A_1$ identifiziert werden kann; anders ausgedrückt: l_1 ist der Abstand bez. der ersten Richtung vom Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts zur

10 halben Spannweite der Antriebsvorrichtung $1A_1$); l_2 , 232 den bez. der ersten Richtung bestimmten Abstand des Schubvektors \mathbf{F}_2 , 2002 vom Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts (wobei dieser Abstand l_2 mit dem Abstand bez. der ersten Richtung zwischen Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts und dem geometrischen Zentrum der

15 Antriebsvorrichtung $1A_2$ entlang der Drehachse 5A identifiziert werden kann; anders ausgedrückt: l_2 ist der Abstand bez. der ersten Richtung vom Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts zur halben Spannweite der Antriebsvorrichtung $1A_2$); F_{34} den Betrag der von beiden Antriebsvorrichtungen $1B_3$ und $1B_4$ erzeugten Schubvektor $\mathbf{F}_{34} = \mathbf{F}_3 + \mathbf{F}_4$, 2034; l_{34} , 234 den bez. der ersten Richtung bestimmten Abstand zwischen dem Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts, einerseits, und dem Schubvektor \mathbf{F}_{34} , 2034 bzw. den Drehachsen der

20 Antriebsvorrichtungen $1B_3$ und $1B_4$ bzw. der Geraden, die durch die Antriebsvorrichtungen $1B_3$ und $1B_4$ verläuft, andererseits (wobei hier angenommen wird, dass die Antriebsvorrichtungen $1B_3$ und $1B_4$ auf einer geraden liegen, die – zumindest näherungsweise – parallel zur zweiten Richtung verläuft); a_{34} der den Antriebsvorrichtungen $1B_3$ und $1B_4$ zugeordnete Proportionalitätsfaktor.

25 Diese Gleichung kann nun in ein Verhältnis der Beträge F_1 und F_2 der beiden Schubvektoren \mathbf{F}_1 , 2001 bzw. \mathbf{F}_2 , 2002 umgeformt werden:

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{l_2}{l_1} + \frac{F_{34}}{F_2} * \frac{a_{34} - l_{34}}{l_1}. \quad (19)$$

Gleichung (19) kann als Konfigurationsformel für das Fluggerät dienen. Die Gleichung (19)

30 enthält zunächst vier frei wählbare Größen (aus der Menge von F_1 , F_2 , F_{34} , l_1 , l_2 , l_{34}), allerdings ist in einer stabilen Fluglage noch Gleichung (17) zu beachten, weshalb nur drei der vorstehend genannten vier Größen frei gewählt werden können.

Eine entsprechende Konfigurationsformel erhält man auch für den Fall, dass der Impulssatz in Vertikalrichtung 203 (z-Achse) und der Drallsatz um die erste Richtung 201 (x-Achse) aufgestellt werden. Dazu wird Bezug genommen auf Fig. 7c. Eine solche Betrachtung ist erforderlich, wenn man den erfindungsgemäßen Effekt, d.h. insbesondere den positiven Beitrag des Magnus-Effekts, auch beim Vorwärtsflug in die zweite Richtung (y-Achse) nutzen möchte.

Die Bedingungen für einen stabilen Schwebeflug lauten dann:

$$\sum F_z = F_s - F_3 - F_4 - F_{12} = 0 \quad (20)$$

$$\sum M_{s,x} = F_3 * l_3 + F_{12} * l_{12} - F_4 * l_4 - M_{12} = 0. \quad (21)$$

Die Bezeichnungen gelten wie im Falle der Gleichungen (17) und (18), allerdings mit den verschobenen Indizes: 1 → 3; 2 → 4; 3 → 1; 4 → 2. Auf eine erneute Wiedergabe der einzelnen Ausdrücke wird daher verzichtet. Insbesondere ist M_{12} , 285, das gesamte von den Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ erzeugte Drehmoment.

Unter Berücksichtigung der Ausführungen in Zusammenhang mit Gleichungen (17) und (18) im Hinblick auf Gleichung (6) kann die Drehmomentengleichung (21) geschrieben werden als:

$$\sum M_{s,x} = F_3 * l_3 + F_{12} * l_{12} - F_4 * l_4 - F_{12} * a_{12} = 0 .$$

Hierin bezeichnen F_3 , F_4 die Beträge der von den Antriebsvorrichtungen 1B₃ bzw. 1B₄ erzeugten Schubvektoren \mathbf{F}_3 , 2003; \mathbf{F}_4 , 2004 (vgl. Fig. 7a); l_3 , 236, den bez. der zweiten Richtung bestimmten Abstand des Schubvektors \mathbf{F}_3 vom Massenschwerpunkt S, 250 des Fluggeräts (wobei dieser Abstand l_3 mit dem Abstand bez. der zweiten Richtung zwischen Massenschwerpunkt S, 250 des Fluggeräts und dem geometrischen Zentrum der Antriebsvorrichtung 1B₃ entlang der Drehachse 5B identifiziert werden kann; anders ausgedrückt: l_3 ist der Abstand bez. der zweiten Richtung vom Massenschwerpunkt S, 250 des Fluggeräts zur halben Spannweite der Antriebsvorrichtung 1B₃); l_4 , 237, den bez. der zweiten Richtung bestimmten Abstand des Schubvektors \mathbf{F}_4 vom Massenschwerpunkt S, 250 des Fluggeräts (wobei dieser Abstand l_4 mit dem Abstand bez. der zweiten Richtung zwischen Massenschwerpunkt S, 250 des Fluggeräts und dem geometrischen Zentrum der Antriebsvorrichtung 1B₄ entlang der Drehachse 5B identifiziert werden kann; anders

ausgedrückt: l_4 ist der Abstand bez. der zweiten Richtung vom Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts zur halben Spannweite der Antriebsvorrichtung $1B_4$; F_{12} den Betrag der von beiden Antriebsvorrichtungen $1A_1$ und $1A_2$ erzeugten Schubvektor $\mathbf{F}_{12} = \mathbf{F}_1 + \mathbf{F}_2$, 2012; l_{12} , 239, den bez. der zweiten Richtung bestimmten Abstand zwischen dem

5 Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts, einerseits, und dem Schubvektor \mathbf{F}_{12} , 2012, bzw. den Drehachsen der Antriebsvorrichtungen $1A_1$ und $1A_2$ bzw. der Geraden, die durch die Antriebsvorrichtungen $1A_1$ und $1A_2$ verläuft, andererseits (wobei hier angenommen wird, dass die Antriebsvorrichtungen $1A_1$ und $1A_2$ auf einer Geraden liegen, die – zumindest näherungsweise – parallel zur ersten Richtung verläuft); a_{12} der den Antriebsvorrichtungen

10 $1A_1$ und $1A_2$ zugeordnete Proportionalitätsfaktor.

Diese Gleichung kann nun in ein Verhältnis der Beträge F_3 und F_4 der beiden Schubvektoren \mathbf{F}_3 bzw. \mathbf{F}_4 umgeformt werden:

$$\frac{F_3}{F_4} = \frac{l_4}{l_3} + \frac{F_{12}}{F_4} * \frac{a_{12} - l_{12}}{l_3}. \quad (22)$$

15

Aufgrund der Topologie der sternförmigen Anordnung der Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$, $1B_3$ und $1B_4$ ist es zweckmäßig, wenn jeweils ein Paar von Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$ oder $1B_3$, $1B_4$ die Hälfte des erforderlichen Schubes erzeugt. Dadurch ergibt sich die Randbedingung

20

$$F_{12} = F_{34}. \quad (23)$$

Hier muss beachtet werden, dass dies nicht notwendig impliziert, dass sämtliche Schubvektoren \mathbf{F}_1 , \mathbf{F}_2 , \mathbf{F}_3 , und \mathbf{F}_4 gleich sein müssen; es ist dafür ausreichend, wenn jeweils die Summe der Schubvektoren von zwei gegenüberliegenden Antriebsvorrichtungen gleich ist. Dafür können aber auch alle Schubvektoren \mathbf{F}_1 , \mathbf{F}_2 , \mathbf{F}_3 , und \mathbf{F}_4 einzeln für sich betrachtet

25 unterschiedlich sein.

Eine weitere, zweckmäßige Randbedingung ergibt sich, wenn gefordert wird, dass die Antriebsvorrichtungen vorzugsweise zentral am Fluggeräterumpf 220 angebracht sind. Das heißt, es soll gelten

30

$$l_{34} = \frac{l}{2} - l_2 = \frac{l_1 - l_2}{2} = l_1 - \frac{l}{2}, \quad (24a)$$

$$l_{12} = \frac{l'}{2} - l_4 = \frac{l_3 - l_4}{2} = l_3 - \frac{l'}{2}, \quad (24b)$$

wobei für den Abstand l , 230 der Schubvektoren bzw. der geometrischen Zentren der Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$ verwendet wurde: $l = l_3 + l_4$, und für den Abstand l' , 235,

der Schubvektoren bzw. der geometrischen Zentren der Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$: $l' = l_1 + l_2$. Zweckmäßig ist $l' = l$.

Dies Randbedingungen (23) und (24a) führen zu folgender Konfigurationsformel:

$$5 \quad \frac{F_1}{F_2} = \frac{l_2}{l_1} + \left(\frac{F_1}{F_2} + 1 \right) * \frac{2 * a_{34} - l_1 + l_2}{2 * l_1}, \quad (25a)$$

die Randbedingungen (23) und (24b) zu:

$$\frac{F_3}{F_4} = \frac{l_4}{l_3} + \left(\frac{F_3}{F_4} + 1 \right) * \frac{2 * a_{12} - l_3 + l_4}{2 * l_3}. \quad (25b)$$

10 Zweckmäßigerweise kann man davon ausgehen, dass die Proportionalitätsfaktoren gleich sind, $a_{12} = a_{34} \equiv a$.

Hier soll als Nächstes die Anzahl der frei vorgebbaren Schubvektoren anhand von Gleichungen (17), (18), (20) und (21) bestimmt werden. Geht man davon aus, dass die Positionen der Antriebsvorrichtungen fest sind, so hat man in den besagten Gleichungen die folgenden Unbekannten: $F_1, F_2, F_3, F_4, l_{12}$ und l_{34} . Weiter muss beachtet werden, dass Gleichungen (17) und (20) die identische Einschränkung vorgeben. Man hat also drei Gleichungen für sechs Unbekannte. Der Massenschwerpunkt soll mittels l_{12} und l_{34} bestimmt werden; damit legen die Gleichungen (17), (18), (20) und (21) noch einen Schubvektor fest; drei der vier Schubvektoren F_1, F_2, F_3 können somit beliebig vorgegeben werden. Werden weitere Randbedingungen berücksichtigt, reduziert sich die Anzahl der frei vorgebbaren Schubvektoren entsprechend.

Es gibt mehrere Möglichkeiten, die Gleichungen (17), (20), (25a), (25b) zu erfüllen.

25 (i) In einer ersten Fallgestaltung kann gefordert werden, dass das Fluggerät symmetrisch ausgelegt ist. Das heißt, der Massenschwerpunkt S , 250 befindet sich exakt in der Mitte zwischen den (Massenschwerpunkten der) Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ und/oder $1B_3, 1B_4$. In diesem Fall ist $l_1 = l_2$ und/oder $l_3 = l_4$. Aus Gleichungen (25a), (25b) ergibt sich dann

$$30 \quad F_1 = F_2 * \frac{a_{34} + l_1}{l_1 - a_{34}}, \text{ und/oder}$$

$$F_3 = F_4 * \frac{a_{12} + l_3}{l_3 - a_{12}}.$$

- Wegen $\frac{l+a}{l-a} > 1$ folgt, dass die in positiver erster Richtung bzw. positiver zweiter Richtung angeordnete Antriebsvorrichtung 1A₁, 1B₃, mehr Schub erzeugen muss als die in negativer erster Richtung bzw. negativer erster Richtung angeordnete Antriebsvorrichtung 1A₂, 1B₄, also ist $F_1 > F_2$ und/oder $F_3 > F_4$. Somit müssen die in positiver Richtung angeordneten
- 5 Antriebsvorrichtungen größer ausgelegt werden als die in negativer Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen. Anders ausgedrückt, die in Vorwärtsflugrichtung vorne angeordneten Antriebsvorrichtungen müssen größer ausgelegt werden als die hinten angeordneten Antriebsvorrichtungen.
- 10 Bei dieser Fallgestaltung wird der Massenschwerpunkt S, 250 daher tendenziell in die positive erste und/oder zweite Richtung wandern, was zur Folge hat, dass $l_1 < l_2$ und/oder $l_3 < l_4$ wird, und die Differenz der erforderlichen Schubvektoren F_1 und F_2 bzw. F_3 und F_4 der Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂bzw. 1B₃, 1B₄weiter ansteigt.
- 15 (ii) In einer zweiten Fallgestaltung sind besonders bevorzugt die zwei Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂konstruktiv identisch ausgestaltet und/oder die zwei Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄konstruktiv identisch ausgestaltet. Das heißt, sie sind baugleich und besitzen beispielsweise die gleiche Größe, die gleiche Spannweite, die gleiche Anzahl von Rotorblättern und/oder erzeugen ähnliche oder gleiche (maximale) Schubkräfte /
- 20 Schubvektoren. In diesem Fall ist also $F_1 = F_2$ (oder $F_1 \approx F_2$) und/oder $F_3 = F_4$ (oder $F_3 \approx F_4$).

Aus Gleichungen (25a) und (25b) folgen sich dann

$$l_1 = \frac{l}{2} + \frac{a_{34}}{2}, \quad (26a)$$

$$l_3 = \frac{l'}{2} + \frac{a_{12}}{2}. \quad (26b)$$

- 25 Man erkennt, dass der Massenschwerpunkt S, 250 des Fluggeräts entlang der ersten Richtung 201 und/oder zweiten Richtung von der (geometrischen) Mitte $l/2$ zwischen jeweils gegenüberliegenden Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂bzw. 1B₃, 1B₄in Richtung der bezüglich der Vorwärtsflugrichtung hinteren Antriebsvorrichtungen 1A₂, 1B₄verschoben sind, und zwar gemäß Gleichungen (24a) bzw. (24b) um

30
$$l_{34} = l_1 - \frac{l}{2} = \frac{a_{34}}{2}, \quad (27a)$$

$$l_{12} = l_3 - \frac{l'}{2} = \frac{a_{12}}{2}. \quad (27b)$$

Wird nun ein Fluggerät mit konstruktiv identischen, gleich großen Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ und/oder $1B_3, 1B_4$ und somit annähernd gleich großen Schubkräften / Schubvektoren pro Paar von Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ bzw. $1B_3, 1B_4$ konfiguriert, kann der Massenschwerpunkt $S, 250$ also optimalerweise so positioniert werden, dass die von den Antriebsvorrichtungen erzeugten Drehmomente rein durch die Lage des Massenschwerpunktes $S, 250$ ausgeglichen wird. Die besagte optimale Position ist durch Gleichungen (27a) und/oder (27b) bestimmt.

Hier und im Folgenden muss beachtet werden, dass für die Betrachtungen betreffend die gleich drehenden Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$ lediglich die Position des Massenschwerpunktes in die erste Richtung 201 eine Rolle spielt. Die Lagerung bzw. Positionierung des Massenschwerpunktes bezüglich der zweiten Richtung und Vertikalrichtung 203 ist hier nicht relevant und liegt im Ermessen des Fachmanns. Entsprechend gilt, dass für die Betrachtungen betreffend die gleich drehenden Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ lediglich die Position des Massenschwerpunktes in die zweite Richtung eine Rolle spielt. Die Lagerung bzw. Positionierung des Massenschwerpunktes bezüglich der ersten Richtung 201 und Vertikalrichtung 203 ist in diesem Fall nicht relevant. Soll das Fluggerät allerdings die positive Wirkung des Magnus-Effekts sowohl bei Vorwärtsbewegung in die erste Richtung als auch bei Vorwärtsbewegung in die zweite Richtung ausnützen, ist die optimale Lage des Massenschwerpunktes durch beide Gleichungen (27a) und (27b) festgelegt, sodass lediglich seine Positionierung bez. der Vertikalrichtung 203 frei wählbar bleibt.

(iii) Erfindungsgemäß ist es auch möglich, dass Aspekte der ersten Fallgestaltung (i) und der zweiten Fallgestaltung (ii) miteinander kombiniert werden. Das bedeutet, der Massenschwerpunkt $S, 250$ des Fluggeräts kann aus dem geometrischen Zentrum des Fluggeräterumpfs 220 derart verschoben werden, dass die Bedingungen (17), (20), (25a), (25b) für einen stabilen Schwebeflug bei bestimmten vorgegebenen, auch unterschiedlichen, Schubvektoren / Schubkräften von einzelnen der Antriebsvorrichtungen erfüllt sind.

Für praktische Anwendungen ist es nicht immer möglich, die Massen in einem Fluggerät so zu platzieren, dass der Gesamtmassenschwerpunkt $S, 250$ exakt an der in (i), (ii) oder (iii) beschriebenen vorgegebenen optimalen Position positioniert werden kann (für die Fallgestaltung (i) ist $l_1 = l_2$ und/oder $l_3 = l_4$; für die Fallgestaltung (ii) vgl. Gleichungen

(26a), (26b), (27a), (27b)). Daher wird nachfolgend ein Bereich definiert, in welchem der Massenschwerpunkt S , 250 liegen kann, sodass es noch möglich ist, den Drehmomentenausgleich mit den Schubkräften / Schubvektoren F_1 , 2001, F_2 , 2002 der Paare von Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂ bzw. den Drehmomentenausgleich mit den Schubkräften / Schubvektoren F_3 , 2003, F_4 , 2004 der Paare von Antriebsvorrichtungen 1B₃, 1B₄ zu unterstützen.

Dazu wird zunächst angenommen, dass eine der Antriebsvorrichtungen 1A₁, 1A₂, 1B₃, 1B₄ eine maximal zulässige (i.d.R. vorgegebene) Schubkraft / maximal zulässigen Schubvektor von $F_{i,max}$ erzeugen kann. Dabei wird angenommen, dass $F_{i,max}$ größer oder gleich den der optimalen Konfiguration entsprechenden Schubkräften $F_{i,opt}$ sind (wie auch schon im Zusammenhang mit dem ersten Aspekt der Erfindung näher beschrieben).

Unter Berücksichtigung des Impulssatzes gemäß Gleichung (17) ergibt sich zunächst

$$F_{1,opt} \leq F_{1,max} \Rightarrow F_{2,opt} \geq F_{2,min} \equiv F_s - F_{1,max} - F_{34,opt}$$

und damit ein maximal zulässiges Schubvektorverhältnis von

$$R_{max} = \frac{F_{1,max}}{F_{2,min}}.$$

Für den Fall

$$F_{2,opt} \leq F_{2,max} \Rightarrow F_{1,opt} \geq F_{1,min} \equiv F_s - F_{2,max} - F_{34,opt}$$

ergibt sich somit ein minimal zulässiges Schubvektorenverhältnis von

$$R_{min} = \frac{F_{1,min}}{F_{2,max}}.$$

Unter Verwendung der Randbedingung der Gleichung (23), $F_{12} = F_{34}$, in Gleichungen (17) und (20) erhält man

$$F_{12} = F_{34} = \frac{F_s}{2}.$$

Diese Schubvektorverhältnisse F_1/F_2 werden auch durch Gleichung (25a) beschrieben; unter Verwendung der letzteren lassen sich der maximal zulässige Abstand in die erste Richtung 201 des Massenschwerpunkts S , 250 vom geometrischen Zentrum der im Vorwärtsflug vorderen Antriebsvorrichtung 1A₁, zu

$$l_{1,max} = \frac{(R_{min} + 3) * l + (R_{min} + 1) * 2 * a_{34}}{(R_{min} + 1) * 4}$$

und der minimal zulässige Abstand in die erste Richtung 201 des Massenschwerpunkts S , 250 vom geometrischen Zentrum der im Vorwärtsflug vorderen Antriebsvorrichtung $1A_1$ zu

$$l_{1min} = \frac{(R_{max} + 3) * l + (R_{max} + 1) * 2 * a_{34}}{(R_{max} + 1) * 4}$$

berechnen.

5

Liegt der Massenschwerpunkt S , 250 bezüglich der ersten Richtung 201 außerhalb des Bereiches

$$l_{1min} \leq l_1 \leq l_{1max}, \quad (28)$$

10 ist es nicht mehr möglich, die Abweichung des Massenschwerpunktes S , 250 von der optimalen Position gemäß Gleichung (26a) durch die Schubkräfte F_1 , 2001 bzw. F_2 , 2002 der Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$ auszugleichen.

15 Vermittels der Gleichung (24a) kann der zulässige Bereich (28) in der ersten Richtung auch bezüglich der Drehachsen der Antriebsvorrichtungen $1B_3$, $1B_4$ bzw. der Geraden, die durch die Antriebsvorrichtungen $1B_3$, $1B_4$ verläuft, angegeben werden. Dann erfolgt die Angabe des Bereichs mithilfe des Abstands l_{34} und entsprechenden Grenzen $l_{34,min}$ und $l_{34,max}$.

Analog erhält man für den zulässigen Bereich des Massenschwerpunkts S , 250 bezüglich der zweiten Richtung (hier: y-Richtung)

$$20 \quad l_{3min} \leq l_3 \leq l_{3max}, \quad (29)$$

wobei

$$l_{3max} = \frac{(R'_{min} + 3) * l' + (R'_{min} + 1) * 2 * a_{12}}{(R'_{min} + 1) * 4},$$

$$l_{3min} = \frac{(R'_{max} + 3) * l' + (R'_{max} + 1) * 2 * a_{12}}{(R'_{max} + 1) * 4},$$

mit

$$25 \quad R'_{min} = \frac{F_{3,min}}{F_{4,max}},$$

$$R'_{max} = \frac{F_{3,max}}{F_{4,min}}$$

30 Vermittels der Gleichung (24b) kann der zulässige Bereich (29) in der zweiten Richtung auch bezüglich der Drehachsen der Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$ bzw. der Geraden, die durch die Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$ verläuft, angegeben werden. Dann erfolgt die

Angabe des Bereichs mithilfe des Abstands l_{12} und entsprechenden Grenzen $l_{12,min}$ und $l_{12,max}$.

- Figur 7d dient der Veranschaulichung des vorstehend beschriebenen Bereichs, in dem sich
 5 der Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts zweckmäßigerweise zur Umsetzung der Erfindung gemäß dem zweiten Aspekt befinden kann. Fig. 7d zeigt schematisch ein Fluggerät mit Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$ und $1B_3$, $1B_4$, das dem im Zusammenhang mit Figuren 7a und 7b beschriebenen entspricht. Es wird weiter angenommen, dass die Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$, $1B_3$, $1B_4$ konstruktiv identisch ausgestaltet sind (s.
 10 Fallgestaltung (ii) oben), hier insbesondere: $a_1 = a_2 = a_3 = a_4 = a_{12} = a_{34} \equiv a$.

Zuerst wird weiter angenommen, dass der Drehmomentenausgleich rein über die Lage des Massenschwerpunktes S , 250 realisiert werden soll, wodurch

$$F_{1,opt} = F_{2,opt} = F_{opt} \quad \Rightarrow \quad M_{1,opt} = M_{2,opt} = M_{opt}$$

- 15 gilt. Für das hier betrachtet Ausführungsbeispiel des Fluggeräts wird eine durch eine entsprechende Gesamtmasse erzeugte Gesamt-Gewichtskraft von

$$F_s = 1000 \text{ N}$$

angesetzt; die Kennzahl / der Proportionalitätsfaktor ist typischerweise

$$a = 0,2 \text{ m};$$

- 20 der Abstand der Antriebsvorrichtungen in die erste Richtung (in Figuren 7a, 7b: x-Richtung) wird als

$$l = l_1 + l_2 = 2 \text{ m}$$

definiert.

- 25 Auf Basis dieser Vorgaben ergibt sich aus Gleichungen (25a) und (26a) eine optimale Massenschwerpunktlage von

$$\begin{aligned} R_{opt} = 1 &= \frac{F_{1,opt}}{F_{2,opt}} = \frac{l_{2,opt}}{l_{1,opt}} + (1 + 1) \frac{2 * a - l_{1,opt} + l_{2,opt}}{2 * l_{1,opt}} \\ &\Rightarrow l_{1,opt} = \frac{l}{2} + \frac{a}{2} = 1,1 \text{ m} \\ &\Rightarrow l_{2,opt} = \frac{l}{2} - \frac{a}{2} = 0,9 \text{ m} . \end{aligned}$$

30

Ist es nicht möglich, den Gesamtmassenschwerpunkt S , 250 des Fluggerätes auf die Position $l_{1,opt} = 1,1 \text{ m}$ zu legen, wird nun ein Bereich definiert, in welchem sich die Lage des

Massenschwerpunktes S , 250 befinden kann, sodass der Drehmomentenausgleich von den Schubkräften / Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen $1A_1$, $1A_2$, $1B_3$, $1B_4$ kompensiert werden kann. Dazu wird die maximal zulässige Schubkraft, die von jeder der in erster Richtung angeordneten Antriebsvorrichtung $1A_1$, $1A_2$ erzeugt werden kann, die zweckmäßig durch von der Schubvektorsteuerung gesteuert wird, als

$$F_{1,max} = F_{2,max} = 275 \text{ N}$$

definiert.

Durch diese Vorgabe und unter Benutzung der Randbedingung gemäß Gleichung (23),
 $F_{34} = \frac{F_S}{2} = 500 \text{ N}$, lassen sich das maximal und minimal zulässige Schubvektorverhältnis

$$R_{max} = \frac{F_{1,max}}{F_{2,min}} = \frac{11}{9}$$

$$R_{min} = \frac{F_{1,min}}{F_{2,max}} = \frac{9}{11}$$

und der Bereich für die Lage des Massenschwerpunktes gemäß Gleichung (28)

$$l_{1,max} = \frac{(R_{min} + 3) * l + (R_{min} + 1) * 2 * a}{(R_{min} + 1) * 4} = 1,15 \text{ m}$$

$$l_{1,min} = \frac{(R_{max} + 3) * l + (R_{max} + 1) * 2 * a}{(R_{max} + 1) * 4} = 1,05 \text{ m}$$

$$1,05 \text{ m} \leq l_1 \leq 1,15 \text{ m}$$

berechnen. Das heißt, in diesem Beispiel befindet sich der Massenschwerpunkt bezüglich der ersten Richtung zweckmäßigerweise 1,05 bis 1,15 m vom geometrischen Zentrum der bezüglich der Vorwärtsflugrichtung vorderen der beiden Antriebsvorrichtungen $1A_1$ entfernt.
 Unter Verwendung von Gleichung (27a) kann dieses Ergebnis auch wie folgt ausgedrückt werden: der Massenschwerpunkt befindet sich bezüglich der ersten Richtung zweckmäßigerweise 0,05 bis 0,15 m von der Drehachse der Antriebsvorrichtungen $1B_3$, $1B_4$ bzw. der Geraden, die durch die beiden Antriebsvorrichtungen $1B_3$, $1B_4$ verläuft, entfernt.
 Geht man davon aus, dass das Fluggerät symmetrisch ausgestaltet ist, erhält man für den für l_3 zulässigen Bereich dieselben Werte. Werden beide Bedingungen berücksichtigt, ist der Massenschwerpunkt S , 250 zweckmäßig bezüglich der durch die Antriebsvorrichtungen und den Fluggeräterumpf definierten Ebene in einem quadratischen Bereich positioniert, der durch die angegebenen Grenzen bestimmt ist. Die Positionierung bezüglich der Vertikalrichtung ist nicht eingeschränkt.

Abschließend wird noch ausgeführt, dass der zweite erfindungsgemäße Aspekt nicht auf Fluggeräte mit vier Antriebsvorrichtungen beschränkt ist. Es ist auch möglich, dass beispielsweise entlang einer Richtung mehr als zwei Antriebsvorrichtungen angeordnet sind oder auch, dass einige Antriebsvorrichtungen auf zueinander parallelen Geraden angeordnet sind.

Die Gleichungen (17), (18), (20), (21) werden nun für ein erfindungsgemäßes Fluggerät mit n , $n > 2$, Antriebsvorrichtungen 1C verallgemeinert. Figur 8a zeigt einen Ausschnitt eines solchen Fluggeräts in Draufsicht; Figur 8b einen Ausschnitt des Fluggeräts in Seitenansicht.

Wir nehmen an, dass die mathematisch-physikalische Beschreibung des Fluggeräts in einem kartesischen Koordinatensystem mit x-, y- und z-Achse erfolgt. Die n Antriebsvorrichtungen 1C und der Fluggeräterumpf 220 befinden sich in der xy-Ebene, also in der Ebene mit $z = 0$. Die Antriebsvorrichtungen 1C sind um den Fluggeräterumpf 220 herum (sternförmig) in der Ebene $z = 0$ angeordnet. Der Ursprung O des Koordinatensystems liege im geometrischen Zentrum des Fluggeräts. Dann sei $\mathbf{r}_i, i \in \{1, \dots, n\}$ die Ortsvektoren zum i -ten Schubvektor der entsprechenden Antriebsvorrichtungen 1C. \mathbf{s} sei der Ortsvektor zum Massenschwerpunkt S , 250 des Fluggeräts. Der Vektor der Gewichtskraft des Fluggeräts ist $\mathbf{F}_s = (0, 0, F_s)$. In dem hier interessierenden Fall des stabilen Schwebeflugs sind die Schubvektoren $\mathbf{F}_i, i \in \{1, \dots, n\}$, die von den Antriebsvorrichtungen erzeugt werden:

$$\mathbf{F}_i = (0, 0, -F_i), \quad i \in \{1, \dots, n\}.$$

Schließlich rotieren im Schwebeflug die Antriebsvorrichtungen mit der Winkelgeschwindigkeit $\boldsymbol{\omega}_i, i \in \{1, \dots, n\}$, wobei es sich hier um Vektoren handelt, die in der xy-Ebene liegen. Das bereits einleitend ausführlich beschriebene Drehmoment, das vom Fluggerät aufgebracht werden muss, ist dann unter Beachtung der Beziehung $\mathbf{M}_i = a_i * \mathbf{F}_i$:

$$\mathbf{M}_i = a_i * |\mathbf{F}_i| * \left(-\frac{\boldsymbol{\omega}_i}{|\boldsymbol{\omega}_i|} \right), \quad i \in \{1, \dots, n\}. \quad (30)$$

Die Gleichgewichtsbedingungen der Gleichungen (17), (18), (20), (21) lauten dann:

$$\sum F_z = F_s - \sum_{i=1}^n F_i = 0 \quad (31)$$

$$\sum \mathbf{M}_s = \sum_{i=1}^n (\mathbf{r}_i - \mathbf{s}) \times \mathbf{F}_i + \sum_{i=1}^n \mathbf{M}_i = 0. \quad (32)$$

„ \times “ bezeichnet das Kreuzprodukt.

Aus dem Drallsatz lässt sich der Ortsvektor \mathbf{s} des Schwerpunktes S , 250 wie folgt ermitteln:

Mit

$$\sum_{i=1}^n (\mathbf{r}_i - \mathbf{s}) \times \mathbf{F}_i = - \sum_{i=1}^n \mathbf{M}_i,$$

$$\sum_{i=1}^n \mathbf{F}_i \times ((\mathbf{r}_i - \mathbf{s}) \times \mathbf{F}_i) = - \sum_{i=1}^n \mathbf{F}_i \times \mathbf{M}_i,$$

unter Verwendung der Graßmann-Identität:

$$\sum_{i=1}^n (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i) * (\mathbf{r}_i - \mathbf{s}) - (\mathbf{F}_i \cdot (\mathbf{r}_i - \mathbf{s})) * \mathbf{F}_i = - \sum_{i=1}^n \mathbf{F}_i \times \mathbf{M}_i,$$

- 5 und unter Berücksichtigung, dass \mathbf{F}_i immer normal auf $(\mathbf{r}_i - \mathbf{s})$ steht, wodurch deren Skalarprodukt null ist:

$$\mathbf{F}_i \cdot (\mathbf{r}_i - \mathbf{s}) = 0 \quad \Rightarrow \quad (\mathbf{F}_i \cdot (\mathbf{r}_i - \mathbf{s})) * \mathbf{F}_i = 0,$$

erhält man zunächst

$$\sum_{i=1}^n (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i) * (\mathbf{r}_i - \mathbf{s}) = - \sum_{i=1}^n \mathbf{F}_i \times \mathbf{M}_i,$$

$$10 \quad \sum_{i=1}^n (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i) * \mathbf{r}_i - (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i) * \mathbf{s} = - \sum_{i=1}^n \mathbf{F}_i \times \mathbf{M}_i,$$

$$\sum_{i=1}^n (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i) * \mathbf{r}_i - \mathbf{s} * \sum_{i=1}^n (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i) = - \sum_{i=1}^n \mathbf{F}_i \times \mathbf{M}_i,$$

und schließlich den Ortsvektor \mathbf{s} des Schwerpunktes S , 250:

$$\mathbf{s} = \frac{\sum_{i=1}^n (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i) * \mathbf{r}_i + \mathbf{F}_i \times \mathbf{M}_i}{\sum_{i=1}^n (\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{F}_i)}. \tag{33}$$

- 15 Gleichung (32) liefert zwei Bedingungen, nämlich eine für die x-Komponenten der Drehmomente, und eine weitere für deren y-Komponenten. Die Gleichungen (31) und (32) (unter Beachtung des Zusammenhangs der Gleichung (30)) liefern somit drei Bedingungen für die Beträge F_i der n Schubvektoren sowie der zwei Koordinaten des Schwerpunkts. Es verbleiben somit $n + 2 - 3 = n - 1$ der n Schubvektoren, die vorgegeben werden können.
- 20 zweckmäßiger Bereich bezüglich der Ebene, in der die Antriebsvorrichtungen 1C und der Fluggeräterumpf 220 liegen, lässt sich somit auch in dem hier betrachteten allgemeineren Fall bestimmen, indem die Schubvektoren von einer oder mehrerer der n Antriebsvorrichtungen 1C variiert werden, und gefordert wird, dass der Massenschwerpunkt S , 250 derart positioniert sein muss (vgl. Gleichung (33)), dass der Drehmomentenausgleich gemäß Gleichung (32) von den Schubkräften / Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen
- 25 kompensiert werden kann. Dazu kann es zweckmäßig sein, eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen mit maximal zulässiger Schubkraft anzutreiben.

- Dadurch, dass die optimale Position des Massenschwerpunkts in der betrachteten
- 30 Konfiguration durch den Schnittpunkt zweier Geraden bestimmt ist, ist es zweckmäßig, die erste Richtung und/oder die zweite Richtung, entlang denen die Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Richtung drehen, als die Richtungen zu betrachten, die senkrecht zu zwei vorgegebenen Vorwärtsflugrichtungen stehen. In diesem Fall ist der

Massenschwerpunkt somit bevorzugt (i) bezüglich einer auf der ersten Richtung senkrecht stehenden und in der durch die Antriebsvorrichtungen und den Fluggeräterumpf definierten Ebene liegenden Richtung aus dem geometrischen Zentrum heraus verschoben, und/oder (ii) bezüglich einer auf der zweiten Richtung senkrecht stehenden und in der durch die

5 Antriebsvorrichtungen und den Fluggeräterumpf definierten Ebene liegenden Richtung aus dem geometrischen Zentrum heraus verschoben.

Figur 9a zeigt ein Ausführungsbeispiel gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung, bei dem drei Antriebsvorrichtungen $1C_1$, $1C_2$, $1C_3$ derart um den Fluggeräterumpf 220 des Fluggeräts

10 angeordnet sind, dass sie die Ecken eines gleichseitigen Dreiecks bilden. Es ist gezeigt, dass die Antriebsvorrichtungen $1C_1$ und $1C_2$ auf einer Geraden g_1 angeordnet sind; g_1 definiert dabei die erste erfindungsgemäße Richtung. Die Antriebsvorrichtung $1C_3$ ist in dem gezeigten Ausführungsbeispiel auf einer Geraden g_2 angeordnet, die senkrecht auf der Geraden g_1 steht und durch das geometrische Zentrum G des Fluggeräts, hier also durch das

15 geometrische Zentrum G des gleichseitigen Dreiecks, verläuft. Die Gerade g_2 definiert die erfindungsgemäße zweite Richtung. Die Drehachsen $5C_1$, $5C_2$, $5C_3$ der Antriebsvorrichtungen $1C_1$, $1C_2$ bzw. $1C_3$ zeigen hier zum geometrischen Zentrum G hin (bzw. davon weg). In dem gezeigten Ausführungsbeispiel ist nur die Drehachse $5C_3$ exakt parallel zur durch g_2 definierten zweiten Richtung ausgerichtet. Die Drehachsen $5C_1$, $5C_2$

20 sind nicht exakt parallel zu der durch g_1 definierten ersten Richtung. Wie man mithilfe einfacher geometrischer Überlegungen feststellen kann, schließt die Drehachse $5C_1$ mit der Geraden g_1 (ersten Richtung) einen Winkel $\alpha_1 = 30^\circ$ ein; ebenso schließt die Drehachse $5C_2$ mit der Geraden g_1 (ersten Richtung) einen Winkel $\alpha_2 = 30^\circ$ ein. Solche Winkel fallen unter den erfindungsgemäßen Begriff von im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichteten

25 Drehachsen. Bevorzugt können die Winkel aber auch kleiner gewählt werden. Drehen die Antriebsvorrichtungen $1C_1$, $1C_2$ um diese Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung, wie oben definiert, tritt der erfindungsgemäße Erfolg auch hier noch auf, wenn sich das Fluggerät insbesondere entlang der durch g_2 definierten zweiten Richtung bewegt. Drehen die Antriebsvorrichtungen $1C_1$, $1C_3$ um die zugehörigen Drehachsen $5C_1$

30 bzw. $5C_3$ im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung, wirkt sich der erfindungsgemäße Vorteil insbesondere bei einer Bewegung entlang der Winkelhalbierenden $1C_1$ - G - $1C_3$ positiv aus.

Figur 9b zeigt ein Fluggerät gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung, bei dem sieben Antriebsvorrichtungen $1C_1, \dots, 1C_7$ in einer Ebene um den Fluggeräterumpf 220 herum angeordnet sind. Die Antriebsvorrichtungen $1C_1, \dots, 1C_7$ sind derart angeordnet, dass sie die Ecken eines regelmäßigen Siebenecks bilden. Jede der Antriebsvorrichtungen ist um eine

5 zugehörige Drehachse $5C_1, \dots, 5C_7$ drehbar gelagert. In dem gezeigten Ausführungsbeispiel zeigen die Drehachsen $5C_1, \dots, 5C_7$ zum geometrischen Zentrum G des Fluggeräts bzw. des Siebenecks. Dieses Ausführungsbeispiel soll zur Beschreibung des allgemeinen Falls dienen, bei dem (eine ungerade Anzahl) $n = 2j + 1, j > 1$, Antriebsvorrichtungen $1C_1, \dots, 1C_{2j+1}$ um den Fluggeräterumpf 220 derart angeordnet sind, dass sie die Ecken eines regelmäßigen

10 $(2j + 1)$ -Ecks bilden. Die zugehörigen Drehachsen $5C_1, \dots, 5C_{2j+1}$ sollen zum geometrischen Zentrum G hin zeigen (oder davon weg). In diesem Fall ist es zweckmäßig, eine erste Gerade g_1 derart zu betrachten, die durch zwei Antriebsvorrichtungen $1C_1$ und $1C_{(n+1)/2}$ verläuft; diese Gerade g_1 definiert die erfindungsgemäße erste Richtung. Weiter ist es zweckmäßig, eine zweite Gerade g_2 zu betrachten, die durch zwei Antriebsvorrichtungen

15 $1C_k$ und $1C_{k+(n-1)/2}$ verläuft, $k = 1 + [(n-1)/4]$ (wobei $[\]$ ihr Argument auf die nächste ganze Zahl aufrundet); diese Gerade g_2 definiert die erfindungsgemäße zweite Richtung.

Mithilfe einfacher geometrischer Überlegungen erhält man, dass jede der Drehachsen $5C_1$ und $5C_{(n+1)/2}$ mit der Geraden g_1 (also der ersten Richtung) einen Winkel $\alpha_1 = \alpha_{(n+1)/2} =$

20 $90^\circ/n$ einschließt; entsprechendes gilt für die Winkel zwischen den Drehachsen $5C_k$ und $5C_{k+(n-1)/2}$ und der Geraden g_2 : $\alpha_k = \alpha_{k+(n-1)/2} = 90^\circ/n$. Im Falle des gezeigten Siebenecks sind somit $\alpha_1 = \alpha_3 = \alpha_4 = \alpha_6 = 90^\circ/7 \approx 12.86^\circ$. Für ein regelmäßiges $(2j + 1)$ -Ecks ist es daher vorteilhaft, wenn die Drehachsen der Antriebsvorrichtungen, die auf den die erste bzw. zweite Richtung definierenden Geraden g_1 und g_2 liegen, mit den zugehörigen

25 Geraden g_1 bzw. g_2 einen Winkel zwischen 0° und $90^\circ/n$ einschließen.

Der Winkel ε zwischen g_1 und g_2 ist gegeben durch $\varepsilon = 90^\circ \cdot (1 - \frac{1}{n})$, wie man sich leicht durch Benutzung von geometrischen Relationen überlegt.

30 Figur 9c zeigt ein Fluggerät gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung, bei dem sechs Antriebsvorrichtungen $1C_1, \dots, 1C_6$ in einer Ebene um den Fluggeräterumpf 220 herum angeordnet sind. Die Antriebsvorrichtungen $1C_1, \dots, 1C_6$ sind derart angeordnet, dass sie die Ecken eines regelmäßigen Sechsecks bilden. Jede der Antriebsvorrichtungen ist um eine zugehörige Drehachse $5C_1, \dots, 5C_6$ drehbar gelagert. In dem gezeigten Ausführungsbeispiel

zeigen die Drehachsen $5C_1, \dots, 5C_6$ zum geometrischen Zentrum G des Fluggeräts bzw. des Sechsecks. Dieses Ausführungsbeispiel soll zur Beschreibung des allgemeinen Falls dienen, bei dem (eine gerade Anzahl) $n = 2j$, $j > 1$, Antriebsvorrichtungen $1C_1, \dots, 1C_{2j}$ um den Fluggeräterumpf 220 derart angeordnet sind, dass sie die Ecken eines regelmäßigen $2j$ -Ecks bilden. Der Fluggeräterumpf 220 befindet sich zwischen jeweils zwei gegenüberliegenden Antriebsvorrichtungen des regelmäßigen $2j$ -Ecks. Die zugehörigen Drehachsen $5C_1, \dots, 5C_{2j}$ sollen zum geometrischen Zentrum G hin zeigen (oder davon weg). In diesem Fall ist es zweckmäßig, eine erste Gerade g_1 derart zu betrachten, die durch zwei Antriebsvorrichtungen $1C_1$ und $1C_{n/2+1}$ verläuft; diese Gerade g_1 definiert die erfindungsgemäße erste Richtung. Weiter ist es zweckmäßig, eine zweite Gerade g_2 zu betrachten, die durch zwei Antriebsvorrichtungen $1C_k$ und $1C_{k+n/2}$ verläuft, $k = 1 + \lfloor n/4 \rfloor$; diese Gerade g_2 definiert die erfindungsgemäße zweite Richtung.

In dem gezeigten Ausführungsbeispiel sind Drehachsen der auf den Geraden g_1 und g_2 angeordneten Antriebsvorrichtungen (mathematisch exakt) parallel in die erste bzw. zweite Richtung ausgerichtet.

Besonders bevorzugt stehen die erste und zweite Richtung im Wesentlichen senkrecht, speziell: senkrecht, aufeinander; dies ist immer dann möglich, wenn, die Antriebsvorrichtungen die Ecken eines $4j$ -Ecks bilden.

Der Winkel ε zwischen g_1 und g_2 (also erster und zweiter Richtung) ist für die oben beschriebenen $2j$ -Ecke gegeben durch $\varepsilon = 90^\circ \cdot (1 - \frac{1}{n} \cdot (n \bmod 4))$, wie man sich leicht durch Benutzung von geometrischen Relationen überlegt.

Aus den vorstehenden Ausführungsbeispielen erkennt man, dass für die Anordnung einer beliebigen (geraden oder ungeraden) Anzahl von Antriebsvorrichtungen an den Ecken eines regelmäßigen n -Ecks es ausreicht, wenn die Drehachsen der Antriebsvorrichtungen, die auf den die erste bzw. zweite Richtung definierenden Geraden g_1 und g_2 liegen, mit den zugehörigen Geraden g_1 bzw. g_2 einen Winkel zwischen 0° und 30° (für $n > 2$), besonders bevorzugt zwischen 0° und 18° (für $n > 3$) einschließen; des Weiteren ist es zweckmäßig, wenn die Geraden g_1 und g_2 (und somit die erste und zweite Richtung) derart gewählt werden, dass der Winkel zwischen ihnen größer oder gleich 60° beträgt, speziell im Bereich zwischen 60° und 90° liegt.

Anhang (Herleitung des Zusammenhangs zwischen Schubkraft und Leistung)

- 5 Die Herleitung der Schubkraft und Leistung basiert auf der Strahltheorie, wodurch eine Antriebsvorrichtung / ein Rotor als Aktuatorscheibe ohne Information über Anzahl und Form der Rotorblätter betrachtet wird. Die Strömung wird dabei vereinfachend als eindimensional, quasistationär, inkompressibel und reibungsfrei definiert, wodurch sich die entsprechenden Erhaltungssätze für Masse, Impuls und Energie ergeben. Dabei werden nachfolgend alle
- 10 Größen in der Aktuatorscheibenebene mit dem zusätzlichen Index a , alle Größen weit oberhalb der Aktuatorscheibenebene (Einströmebene) mit dem zusätzlichen Index 0 und alle Größen weit unterhalb der Aktuatorscheibenebene (Ausströmebene) mit dem zusätzlichen Index ∞ gekennzeichnet.

15 Massenerhaltungssatz:

Aufgrund der Annahmen bezüglich der Strömung folgt aus dem Massenerhaltungssatz der Massenstrom:

$$\dot{m} = \rho * A_n * (v_0 + v_{in}) = \text{konstant} \quad n = 0, \dots, a, \dots, \infty$$

20

 \dot{m} ... Massenstrom *ρ ... Dichte* *A ... Fläche* *v_0 ... Einströmgeschwindigkeit* *v_i ... induzierte Geschwindigkeit*25 Impulserhaltungssatz:

Aufgrund der Annahmen bezüglich der Strömung folgt aus dem Impulserhaltungssatz die Schubkraft:

$$F = \dot{p} = \dot{m} * \Delta V = \dot{m} * ((v_0 + v_{i\infty}) - (v_0 + v_{i0}))$$

 F ... Schub

30

 \dot{p} ... Impulsänderung

Da der Rotor die Einströmebene nicht beeinflusst, gilt $v_{i0} = 0$, woraus

$$F = \dot{m} * v_{i\infty}$$

folgt. Durch Einsetzen des Massenstroms in der Aktuatorscheibenebene ergibt sich:

$$F = \rho * A_a * (v_0 + v_{ia}) * v_{i\infty}$$

Energieerhaltungssatz:

- Aufgrund der Annahmen bezüglich der Strömung und $v_{i0} = 0$ folgt aus dem
 5 Energieerhaltungssatz die Leistung bzw. verrichtete Arbeit pro Zeiteinheit für die
 Aktuatorscheibenebene:

$$P = F * (v_0 + v_{ia}) = \Delta E_{kin} = \frac{\dot{m} * ((v_0 + v_{i\infty})^2 - v_0^2)}{2} = \frac{\dot{m} * v_{i\infty} * (2 * v_0 + v_{i\infty})}{2}$$

P ... Leistung

Durch Einsetzen des Massenstroms in der Aktuatorscheibenebene folgt:

10
$$P = \frac{\rho * A_a * (v_0 + v_{ia}) * v_{i\infty} * (2 * v_0 + v_{i\infty})}{2}$$

Unter Verwendung der Schubkraft ergibt sich die Leistung zu:

$$P = \frac{F * (2 * v_0 + v_{i\infty})}{2} = F * \left(v_0 + \frac{v_{i\infty}}{2} \right)$$

- 15 Aus diesen Gleichungen ergibt sich direkt der Zusammenhang

$$v_{ia} = \frac{v_{i\infty}}{2} ,$$

wodurch die Leistung als

$$P = F * (v_0 + v_{ia}) = F * V_a$$

V_a ... totale Strömungsgeschwindigkeit

- 20 ausgedrückt werden kann.

Liste der Bezugszeichen

	100	Fluggerät gemäß dem ersten Aspekt der Erfindung
5	120	Fluggerätekörper
	1F	im vorderen Bereich angeordnete Antriebsvorrichtungen
	1R	im hinteren Bereich angeordnete Antriebsvorrichtungen
	101	Längsrichtung des Fluggeräts 100
	102	Querrichtung des Fluggeräts 100
10	103	Vertikalrichtung des Fluggeräts 100
	121	Bug / Nase des Fluggeräts 100
	122	Heck des Fluggeräts 100
	1	Antriebsvorrichtung
	2	Rotorblätter einer Antriebsvorrichtung
15	3	Pitch-Mechanismus
	31	Kopplungsvorrichtung
	32	Ankopplungspunkt
	33	Lagerungsvorrichtung
	4	Offset-Vorrichtung
20	11	Scheibe der Antriebsvorrichtung 1
	5	Drehachse einer Antriebsvorrichtung
	51	Drehrichtung einer Antriebsvorrichtung
	52	Radius der Antriebsvorrichtung
	61	Verbindungselement
25	7, 71	Kraft auf eine Antriebsvorrichtung / Schubvektor
	72	Beitrag des Magnus-Effekts zum Schubvektor
	8	Drehmoment auf eine Antriebsvorrichtung
	9	Luftanströmung
	110	Pfeil zur Angabe der Bewegungsrichtung des Fluggeräts
30	150	Massenschwerpunkt des Fluggeräts 100
	701	gesamter von den Antriebsvorrichtungen 1F erzeugter Schubvektor
	702	gesamter von den Antriebsvorrichtungen 1R erzeugter Schubvektor
	81	gesamtes von den Antriebsvorrichtungen 1F erzeugtes Drehmoment
	82	gesamtes von den Antriebsvorrichtungen 1R erzeugtes Drehmoment

- 131 Abstand bez. der Längsrichtung zwischen Massenschwerpunkt 150 und Antriebsvorrichtungen 1F
- 132 Abstand bez. der Längsrichtung zwischen Massenschwerpunkt 150 und Antriebsvorrichtungen 1R
- 5 160 Gewichtskraft des Fluggeräts
- g_i i -te Gerade, entlang der Antriebsvorrichtungen angeordnet sind
- n_i Anzahl der Antriebsvorrichtungen, die entlang der Geraden g_i angeordnet sind
- N Gesamtzahl der Geraden
- K Gesamtzahl der Antriebsvorrichtungen
- 10 F_{ij} der von der j -ten auf der Geraden g_i angeordneten Antriebsvorrichtung erzeugte Schubvektor
- F_i Schubvektor, der von sämtlichen auf einer Geraden g_i angeordneten Antriebsvorrichtungen erzeugt wird
- M_i Drehmoment, das von sämtlichen auf einer Geraden g_i angeordneten Antriebsvorrichtungen erzeugt wird
- 15 x_i Längskoordinate der Geraden g_i
- X_S Längskoordinate des Massenschwerpunkts 150
- 200 Fluggerät gemäß dem zweiten Aspekt der Erfindung
- 220 Fluggeräterumpf
- 20 1A, 1B, 1C, 1A₁, 1A₂, 1B₃, 1B₄, 1C_i Antriebsvorrichtungen des Fluggeräts 200
- 221, 222 Arme zur Kopplung der Antriebsvorrichtungen 1A, 1B an den Fluggeräterumpf 220
- 201 erste Richtung
- 202 zweite Richtung
- 203 Vertikalrichtung
- 25 5A Drehachsen der Antriebsvorrichtungen 1A
- 5B Drehachsen der Antriebsvorrichtungen 1B
- 5C_i Drehachse der Antriebsvorrichtung 1C_i
- α_i Winkel zwischen Drehachse 5C_i und erster oder zweiter Richtung
- ε Winkel zwischen erster und zweiter Richtung
- 30 250 Massenschwerpunkt des Fluggeräts 200
- G geometrisches Zentrum
- O Ursprung des Koordinatensystems
- 2001, 2002 Schubvektoren, die durch die Antriebsvorrichtungen 1A₁ bzw. 1A₂ erzeugt werden

- 2003, 2004 Schubvektoren, die durch die Antriebsvorrichtungen $1B_3$ bzw. $1B_4$ erzeugt werden
- 2012 gesamter Schubvektor, der von den Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ erzeugt wird
 2034 gesamter Schubvektor, der von den Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$ erzeugt wird
- 5
- 230 Abstand der Schubvektoren / geometrischen Zentren der Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$
- 231 Abstand des Schubvektors 2001 vom Massenschwerpunkt 250 des Fluggeräts
- 232 Abstand des Schubvektors 2002 vom Massenschwerpunkt 250 des Fluggeräts
- 10 234 Abstand zwischen dem Massenschwerpunkt 250 und dem Schubvektor $F_{34}, 2034$ / den Drehachsen der Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$ / der Geraden, die durch die Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$ verläuft
- 235 Abstand der Schubvektoren / geometrischen Zentren der Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$
- 15 236 Abstand des Schubvektors 2003 vom Massenschwerpunkt 250 des Fluggeräts
- 237 Abstand des Schubvektors 2004 vom Massenschwerpunkt 250 des Fluggeräts
- 239 Abstand zwischen dem Massenschwerpunkt 250 und dem Schubvektor $F_{12}, 2012$ / den Drehachsen der Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ / der Geraden, die durch die Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ verläuft
- 20 251 Drehrichtung der Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$
- 280 gesamtes von den Antriebsvorrichtungen $1B_3, 1B_4$ erzeugtes Drehmoment
- 285 gesamtes von den Antriebsvorrichtungen $1A_1, 1A_2$ erzeugtes Drehmoment

Patentansprüche

- 5 1. Fluggerät (100) umfassend
- einen Fluggerätekörper (120), der eine Längsrichtung (101), eine Vertikalrichtung (103) und eine Querrichtung (102) definiert, wobei die Längsrichtung der Richtung vom Heck (122) zur Nase (121) des Fluggeräts (100) entspricht, die Vertikalrichtung mit der Richtung der Erdanziehungskraft übereinstimmt, wenn das Fluggerät (100) am Boden ruht, und die Querrichtung senkrecht auf der Längsrichtung und der Vertikalrichtung steht, und
 - 10 - mindestens zwei Antriebsvorrichtungen (1, 1F, 1R), die um jeweils eine zugeordnete Drehachse (5) drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor (701, 702) zu erzeugen; wobei
 - eine erste Anzahl der Antriebsvorrichtungen (1F) entlang einer ersten
 - 15 Geraden, die parallel zur Querrichtung (102) verläuft, angeordnet ist, und eine zweite Anzahl der Antriebsvorrichtungen (1R) entlang einer zweiten Geraden, die parallel zur Querrichtung (102) verläuft, angeordnet ist,
 - die erste Gerade von der zweiten Geraden beabstandet ist, und
 - der Massenschwerpunkt des Fluggeräts (100) bezüglich der Längsrichtung
 - 20 (101) zwischen der ersten Geraden und der zweiten Geraden positioniert ist;
 - wobei das Fluggerät (100) dazu ausgelegt ist, einen Schwebeflug durchzuführen, bei dem sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts (150) des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, dadurch, dass im Schwebeflug
 - 25 - jede der zugeordneten Drehachsen (5) im Wesentlichen in Querrichtung (102) des Fluggerätekörpers ausgerichtet ist, und
 - jede der mindestens zwei Antriebsvorrichtungen (1, 1F, 1R) im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung (51) um die jeweils zugeordnete Drehachse (5) dreht.
- 30
2. Fluggerät (100) nach Anspruch 1, wobei die erste Anzahl der Antriebsvorrichtungen (1F) bezüglich der Längsrichtung (101) in einem vorderen Bereich des Fluggeräts angeordnet ist, und die zweite Anzahl der Antriebsvorrichtungen (1R) bezüglich der Längsrichtung (101) in einem hinteren Bereich des Fluggeräts angeordnet ist.

3. Fluggerät (100) nach Anspruch 2, wobei
 der Massenschwerpunkt (150) des Fluggeräts, wenn es den Schwebeflug ausführt, in
 Längsrichtung in einem Abstand l_1 von der Geraden, entlang der die Antriebsvorrichtungen
 5 (1F) im vorderen Bereich angeordnet sind, positioniert ist, wobei

$$l_{1min} \leq l_1 \leq l_{1max},$$

mit

$$l_{1min} = \frac{a_1+a_2}{2} + \frac{l}{R_{max}+1} \quad \text{und} \quad l_{1max} = \frac{a_1+a_2}{2} + \frac{l}{R_{min}+1},$$

worin

- 10 R_{min} ein minimal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren (701)
 der im vorderen Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen (1F), einerseits, und den
 Schubvektoren (702) der im hinteren Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen (1R),
 andererseits,

- R_{max} ein maximal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren (701)
 15 der im vorderen Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen (1F), einerseits, und den
 Schubvektoren (702) der im hinteren Bereich angeordneten Antriebsvorrichtungen (1R),
 andererseits,

l der Abstand zwischen erster Geraden und zweiter Geraden,

a_1 eine Kennzahl für die im vorderen Bereich angeordneten

- 20 Antriebsvorrichtungen (1F), und

a_2 eine Kennzahl für die im hinteren Bereich angeordneten

Antriebsvorrichtungen (1R) sind.

4. Fluggerät (100) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dazu ausgelegt, dass im
 25 Schwebeflug die zugeordneten Drehachsen parallel ausgerichtet sind.

5. Fluggerät (200) umfassend
 - einen Fluggeräterumpf (220), und
 - mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1A, 1B), die um den Fluggeräterumpf
 30 herum gelagert sind, und die um eine jeweils zugeordnete Drehachse (5A, 5B) drehbar sind,
 um einen jeweils zugehörigen Schubvektor (2001, 2002, 2003, 2004) zu erzeugen;
 wobei das Fluggerät (200) dazu ausgelegt ist, einen Schwebeflug durchzuführen, bei
 dem sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des

Massenschwerpunkts (250) des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, dadurch, dass im Schwebeflug

- die zugeordneten Drehachsen (5A) von zwei der mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1A) im Wesentlichen in eine erste Richtung (201) ausgerichtet sind, und die zugeordnete Drehachse (5B) von einer weiteren der mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1B) im Wesentlichen in eine zweite Richtung (202) ausgerichtet ist, wobei
 - die erste Richtung (201) nicht parallel zur zweiten Richtung (202) ist, und
- jede der zwei Antriebsvorrichtungen (1A) mit im Schwebeflug in die erste Richtung (201) ausgerichteten Drehachsen (5A) im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse (5A) dreht.

6. Fluggerät (200) nach Anspruch 5, umfassend

- mindestens vier Antriebsvorrichtungen (1A, 1B), die um den Fluggeräterumpf herum gelagert sind, und die um eine jeweils zugeordnete Drehachse (5A, 5B) drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor (2001, 2002, 2003, 2004) zu erzeugen; wobei das Fluggerät (200) dazu ausgelegt ist, den Schwebeflug durchzuführen, dadurch, dass im Schwebeflug
 - die zugeordneten Drehachsen (5A) von zwei der mindestens vier Antriebsvorrichtungen (1A) im Wesentlichen in die erste Richtung (201) ausgerichtet sind, und die zugeordneten Drehachsen (5B) von zwei weiteren der mindestens vier Antriebsvorrichtungen (1B) im Wesentlichen in die zweite Richtung (202) ausgerichtet sind, wobei
 - jede der zwei Antriebsvorrichtungen (1A) mit im Schwebeflug in die erste Richtung (201) ausgerichteten Drehachsen (5A) im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse (5A) dreht, und/oder jede der zwei Antriebsvorrichtungen (5B) mit im Schwebeflug in die zweite Richtung (202) ausgerichteten Drehachsen (5B) im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse (5B) dreht.

7. Fluggerät (200) nach Anspruch 5, wobei drei Antriebsvorrichtungen derart um den Fluggeräterumpf herum angeordnet sind, dass sie die Ecken eines gleichseitigen Dreiecks bilden, wobei

- sich der Fluggeräterumpf (220) im geometrischen Zentrum des Dreiecks befindet,
 - die erste Richtung durch eine Gerade definiert wird, auf der zwei der drei Antriebsvorrichtungen liegen,
 - die zweite Richtung im Wesentlichen senkrecht auf der ersten Richtung steht, und
 - 5 - die Drehachse einer jeden der zwei auf der in die erste Richtung zeigenden Geraden liegenden Antriebsvorrichtungen mit der Geraden einen Winkel einschließt, der im Bereich zwischen 0° und 30° liegt.
8. Fluggerät (200) nach Anspruch 6, wobei n Antriebsvorrichtungen derart um den
- 10 Fluggeräterumpf herum angeordnet sind, dass sie die Ecken eines regelmäßigen n -Ecks, $n > 3$, bilden, wobei
- sich der Fluggeräterumpf (220) im geometrischen Zentrum des n -Ecks befindet,
 - die erste Richtung durch eine erste Gerade definiert wird, auf der zwei der n Antriebsvorrichtungen liegen,
 - 15 - die zweite Richtung durch eine zweite Gerade definiert wird, auf der zwei weitere der n Antriebsvorrichtungen liegen,
 - die Drehachse einer jeden der zwei auf der in die erste Richtung zeigenden ersten Geraden liegenden Antriebsvorrichtungen mit der ersten Geraden einen Winkel einschließt, der im Bereich zwischen 0° und 18° liegt.
- 20
9. Fluggerät (200) nach Anspruch 8, wobei der Winkel zwischen der ersten Geraden und der zweiten Geraden im Bereich zwischen 72° und 90° liegt.
10. Fluggerät (200) nach einem der Ansprüche 6 bis 9, wobei
- 25 - die zweite Richtung (202) im Wesentlichen senkrecht zur ersten Richtung (201) steht, und
- zwei der mindestens vier Antriebsvorrichtungen (1A) entlang der ersten Richtung (201) angeordnet sind, und die zwei weiteren der mindestens vier Antriebsvorrichtungen (1B) entlang der im Wesentlichen senkrecht zur ersten Richtung stehenden zweiten Richtung (202) angeordnet sind.
- 30
11. Fluggerät (200) nach Anspruch 10, wobei
- der Massenschwerpunkt (250) des Fluggeräts, wenn es den Schwebeflug ausführt, in der ersten Richtung (201) in einem Abstand l_{34} von einer Geraden, entlang der die

Antriebsvorrichtungen (1B) in der zweiten Richtung (202) angeordnet sind, positioniert ist, wobei

$$l_{34min} \leq l_{34} \leq l_{34max},$$

mit

$$l_{34min} = \frac{(R_{max}+3)*l + (R_{max}+1)*2*a_{34}}{(R_{max}+1)*4} - \frac{l}{2} \quad \text{und}$$

$$l_{34max} = \frac{(R_{min}+3)*l + (R_{min}+1)*2*a_{34}}{(R_{min}+1)*4} - \frac{l}{2},$$

worin

R_{min} ein minimal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren (2001, 2002) der entlang der ersten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen (1A),

R_{max} ein maximal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren (2001, 2002) der entlang der ersten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen (1A),

a_{34} eine Kennzahl für die entlang der zweiten Richtung (202) angeordneten Antriebsvorrichtungen (1B), und

l der Abstand der geometrischen Zentren der in der ersten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen (1A) sind;

und/oder

der Massenschwerpunkt (250) des Fluggeräts, wenn es den Schwebeflug ausführt, in der zweiten Richtung (202) in einem Abstand l_{12} von einer Geraden, entlang der die Antriebsvorrichtungen (1A) in der ersten Richtung (201) angeordnet sind, positioniert ist,

wobei

$$l_{12min} \leq l_{12} \leq l_{12max},$$

mit

$$l_{12min} = \frac{(R'_{max}+3)*l' + (R'_{max}+1)*2*a_{12}}{(R'_{max}+1)*4} - \frac{l'}{2} \quad \text{und}$$

$$l_{12max} = \frac{(R'_{min}+3)*l' + (R'_{min}+1)*2*a_{12}}{(R'_{min}+1)*4} - \frac{l'}{2},$$

worin

R'_{min} ein minimal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren (2003, 2004) der entlang der zweiten Richtung (202) angeordneten Antriebsvorrichtungen (1B),

R'_{max} ein maximal zulässiges Verhältnis zwischen den Schubvektoren (2003, 2004) der entlang der zweiten Richtung (202) angeordneten Antriebsvorrichtungen (1B),

a_{12} eine Kennzahl für die entlang der ersten Richtung (201) angeordneten Antriebsvorrichtungen (1A), und

l' der Abstand der geometrischen Zentren der in der zweiten Richtung angeordneten Antriebsvorrichtungen (1B) sind.

12. Fluggerät (100, 200) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, weiter dazu
5 ausgelegt, dass im Schwebeflug der Massenschwerpunkt (150, 250) des Fluggeräts derart
positioniert ist, dass dadurch bewirkt wird, dass sämtliche auf das Fluggerät wirkenden
Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät
angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, wenn eine oder mehrere der
10 Antriebsvorrichtungen einen jeweils ihnen zugeordneten bestimmten vorgegebenen
Schubvektor erzeugen.
13. Fluggerät (100, 200) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei das
Fluggerät weiter dazu ausgelegt ist, bei annähernd gleichen zugeordneten bestimmten
vorgegebenen Schubvektoren den Schwebeflug auszuführen.
15
14. Fluggerät (100, 200) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, das weiter eine
Verlagerungsvorrichtung aufweist, mit der der Massenschwerpunkt (150, 250) des Fluggeräts
verlagerbar ist.
- 20 15. Fluggerät (100, 200) nach Anspruch 14, ferner umfassend einen Treibstofftank zur
Versorgung der Antriebsvorrichtungen mit Treibstoff und/oder eine Batterie zur Versorgung
der Antriebsvorrichtungen mit elektrischer Energie,
wobei die Verlagerungsvorrichtung dazu ausgelegt ist, Treibstoff aus dem
Treibstofftank oder die Batterie innerhalb des Fluggeräts zu verlagern, um damit den
25 Massenschwerpunkt (150, 250) so zu positionieren, dass das Fluggerät den Schwebeflug
durchführt, wenn eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen den jeweils zugeordneten
bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen.
16. Fluggerät (100, 200) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, umfassend eine
30 Schubvektorsteuerung, um die Schubvektoren der Antriebsvorrichtungen individuell zu
steuern.
17. Verfahren zur Herstellung eines Fluggeräts (100) nach einem der Ansprüche 1 bis 4
oder 12 bis 16, umfassend die folgenden Schritte:

- Positionieren des Massenschwerpunkts (150) des Fluggeräts derart, dass eine oder mehrere der Antriebsvorrichtungen (1F, 1R) einen jeweils ihnen zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen, damit das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, bei dem sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des
- 5 Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, wenn
- jede der zugeordneten Drehachsen (5) im Wesentlichen in Querrichtung (102) des Fluggerätekörpers (120) ausgerichtet ist, und
 - jede der mindestens zwei Antriebsvorrichtungen (1F, 1R) im Wesentlichen
- 10 in dieselbe Drehrichtung (51) um die jeweils zugeordnete Drehachse (5) dreht.

18. Verfahren zur Herstellung eines Fluggeräts (200) nach einem der Ansprüche 5 bis 16, umfassend die folgenden Schritte:

- Positionieren des Massenschwerpunkts (250) des Fluggeräts derart, dass eine oder
- 15 mehrere der Antriebsvorrichtungen (1A, 1B) einen jeweils ihnen zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen, damit das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, bei dem sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts (250) des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, wenn
- 20 - die zugeordneten Drehachsen (5A) von zwei der mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1A) im Wesentlichen in die erste Richtung (201) ausgerichtet sind, und die zugeordnete Drehachse (5B) von einer weiteren der mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1B) im Wesentlichen in die zweite Richtung (202) ausgerichtet ist, und
- 25 - jede der zwei Antriebsvorrichtungen (1A) mit im Schwebeflug in die erste Richtung (201) ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse (5A) dreht.

19. Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts (100) mit
- 30 - einem Fluggerätekörper (120), der eine Längsrichtung, eine Vertikalrichtung und eine Querrichtung definiert, wobei die Längsrichtung der Richtung vom Heck (122) zur Nase (121) des Fluggeräts entspricht, die Vertikalrichtung mit der Richtung der Erdanziehungskraft übereinstimmt, wenn das Fluggerät (100) am Boden ruht, und die Querrichtung senkrecht auf der Längsrichtung und der Vertikalrichtung steht, und

- mindestens zwei Antriebsvorrichtungen (1, 1F, 1R), die um eine jeweils zugeordnete Drehachse (5) drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen, wobei
- eine erste Anzahl der Antriebsvorrichtungen (1F) entlang einer ersten Geraden, die parallel zur Querrichtung (102) verläuft, angeordnet ist, und eine zweite Anzahl der Antriebsvorrichtungen (1R) entlang einer zweiten Geraden, die parallel zur Querrichtung (102) verläuft, angeordnet ist,
- die erste Gerade von der zweiten Geraden beabstandet ist, und der Massenschwerpunkt des Fluggeräts (100) bezüglich der Längsrichtung (101) zwischen der ersten Geraden und der zweiten Geraden positioniert ist;
- umfassend die folgenden Schritte:
- Bestimmen der zugehörigen Schubvektoren derart, dass das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, wenn jede der den mindestens zwei Antriebsvorrichtungen zugeordneten Drehachsen im Wesentlichen in Querrichtung des Fluggerätekörpers ausgerichtet ist, und jede der mindestens zwei Antriebsvorrichtungen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse dreht,
- wobei im Schwebeflug sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts (150) des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden,
- Antreiben jeder der Antriebsvorrichtungen (1F, 1R) im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung derart, dass die jeweilige Antriebsvorrichtungen den bestimmten zugehörigen Schubvektor erzeugt.
20. Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts (200) mit
- einem Fluggeräterumpf (220), und
- mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1A, 1B), die um den Fluggeräterumpf herum gelagert sind, und die um eine jeweils zugeordnete Drehachse (5A, 5B) drehbar sind, um einen jeweils zugehörigen Schubvektor zu erzeugen,
- umfassend die folgenden Schritte:
- Bestimmen der zugehörigen Schubvektoren derart, dass das Fluggerät einen Schwebeflug durchführt, wenn zwei der den mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1A) zugeordneten Drehachsen (5A) im Wesentlichen in eine erste Richtung (201) ausgerichtet sind und im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die jeweils zugeordnete Drehachse (5A) drehen, und/oder eine weitere der den mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1B)

zugeordneten Drehachsen (5B) im Wesentlichen in eine zweite Richtung (202), die nicht parallel zur ersten Richtung ist, ausgerichtet ist,

wobei im Schwebeflug sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche bezüglich des Massenschwerpunkts (250) des Fluggeräts am Fluggerät

5 angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden,

- Ausrichten der zugeordneten Drehachsen (5A) von zwei der mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1A) im Wesentlichen in die erste Richtung (201), und Ausrichten der zugeordneten Drehachse (5B) der einen weiteren der mindestens drei Antriebsvorrichtungen (1B) im Wesentlichen in die zweite Richtung (202),

10 - Antreiben jeder der Antriebsvorrichtungen (1A, 1B) derart, dass die jeweilige Antriebsvorrichtungen in eine zugeordnete Drehrichtung dreht und den bestimmten zugehörigen Schubvektor erzeugt,

wobei jede der zwei Antriebsvorrichtungen (1A) mit im Wesentlichen in die erste Richtung ausgerichteten Drehachsen im Wesentlichen in dieselbe Drehrichtung um die
15 jeweils zugeordnete Drehachse (5A) dreht.

21. Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts (100, 200) gemäß Anspruch 19 oder 20, wobei sämtliche der bestimmten zugehörigen Schubvektoren annähernd identisch gewählt werden.

20

22. Verfahren zur Steuerung eines Fluggeräts (100, 200) gemäß einem der Ansprüche 19 bis 21, weiter den folgenden Schritt umfassend:

- Positionieren des Massenschwerpunkts (150, 250) des Fluggeräts derart, dass dadurch bewirkt wird, dass sämtliche auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und sämtliche
25 bezüglich des Massenschwerpunkts des Fluggeräts am Fluggerät angreifenden Drehmomente im Wesentlichen verschwinden, wenn die Antriebsvorrichtungen die jeweils ihnen zugeordneten bestimmten vorgegebenen Schubvektor erzeugen.

23. Fluggerät (100, 200) oder Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei jede der Antriebsvorrichtungen (1, 1F, 1R, 1A, 1B) konstruktiv identisch ausgestaltet
30 ist.

24. Fluggerät (100, 200) oder Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei die Antriebsvorrichtungen (1, 1F, 1R, 1A, 1B) Cyclogyro-Rotoren umfassen.

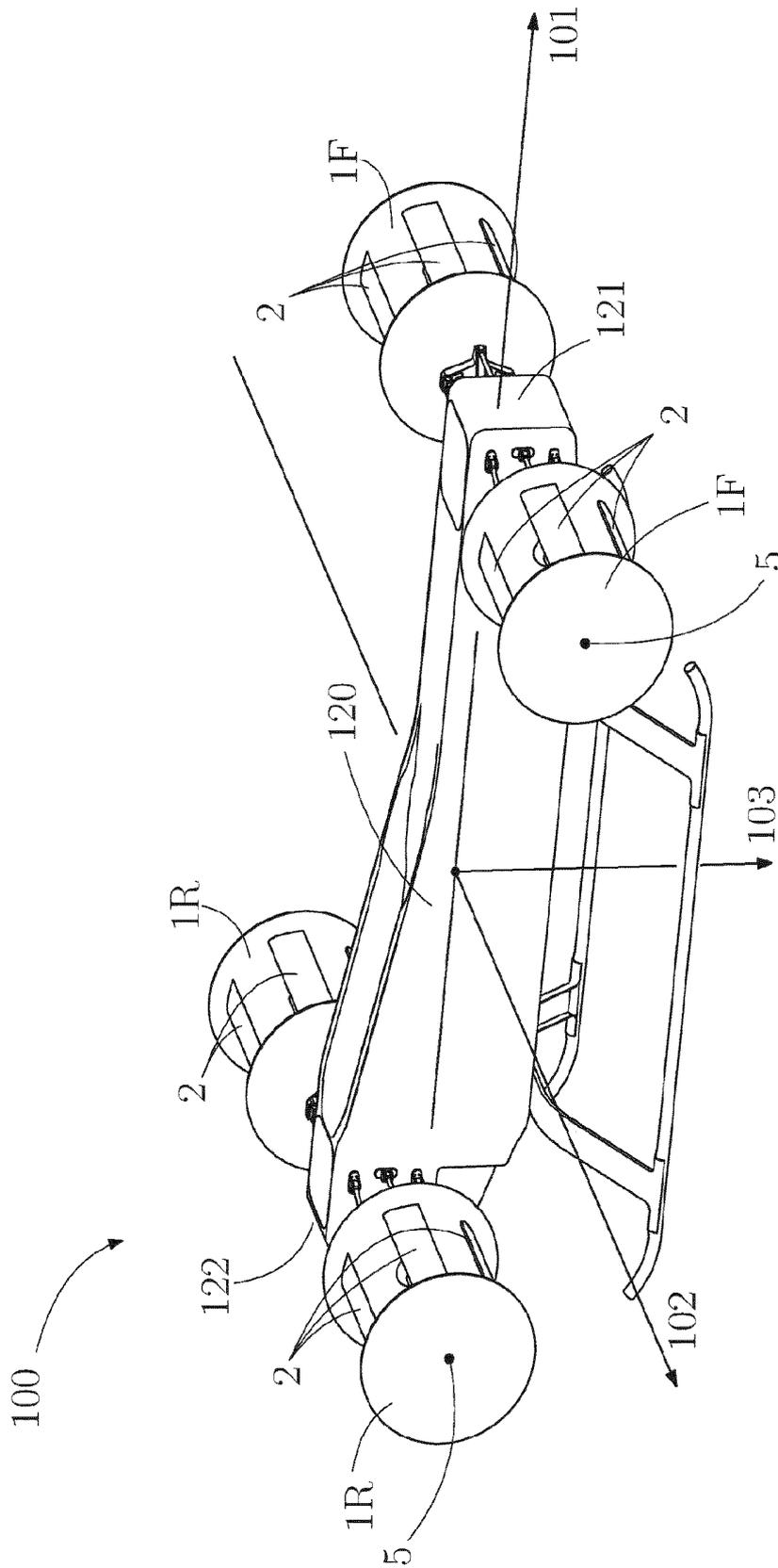


Fig. 1

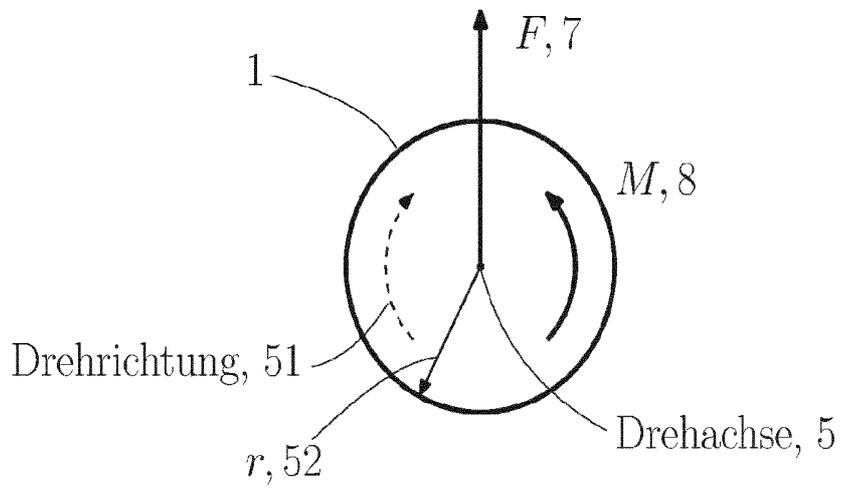


Fig. 2a

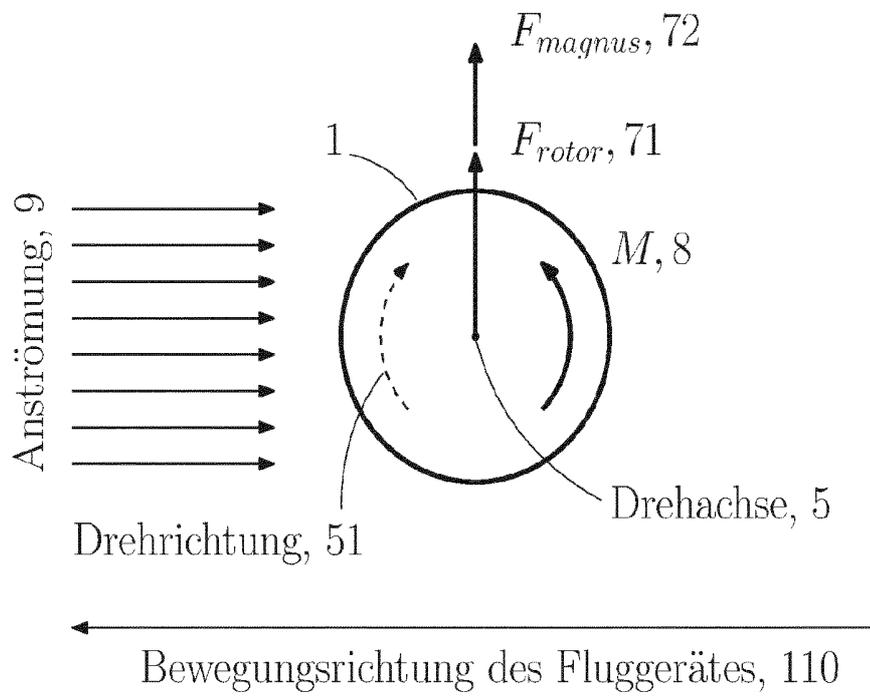


Fig. 2b

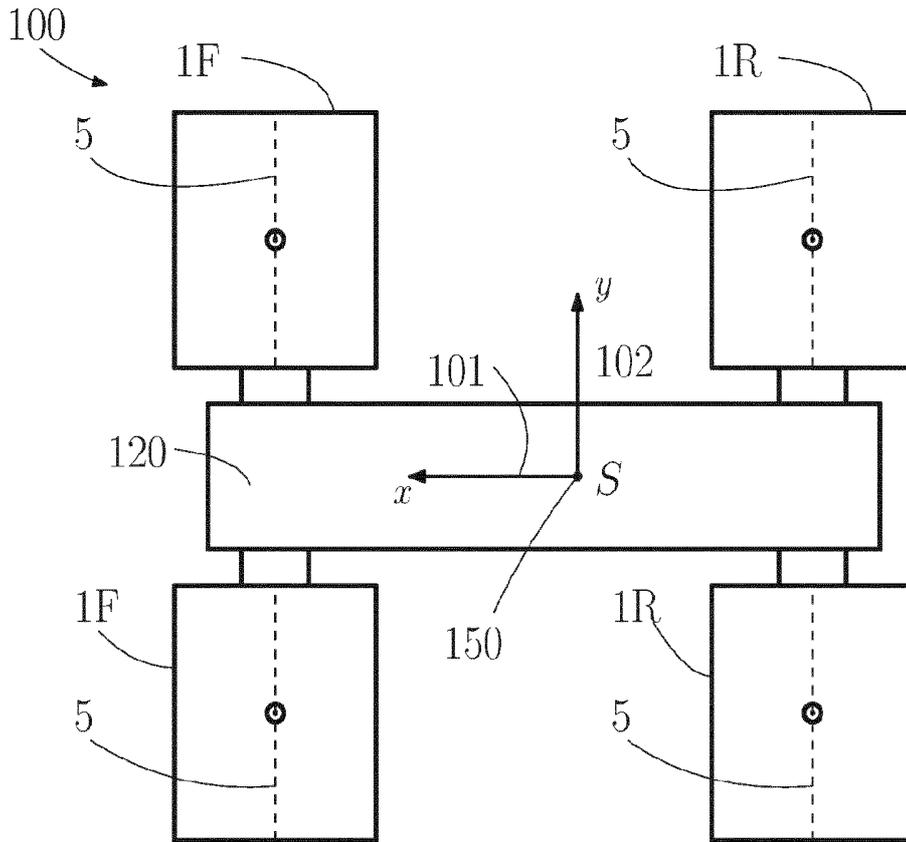


Fig. 3a

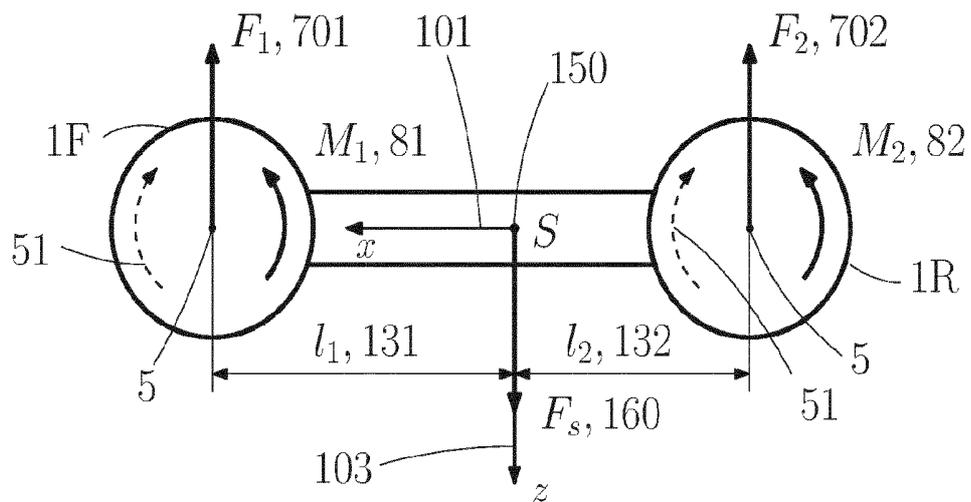


Fig. 3b

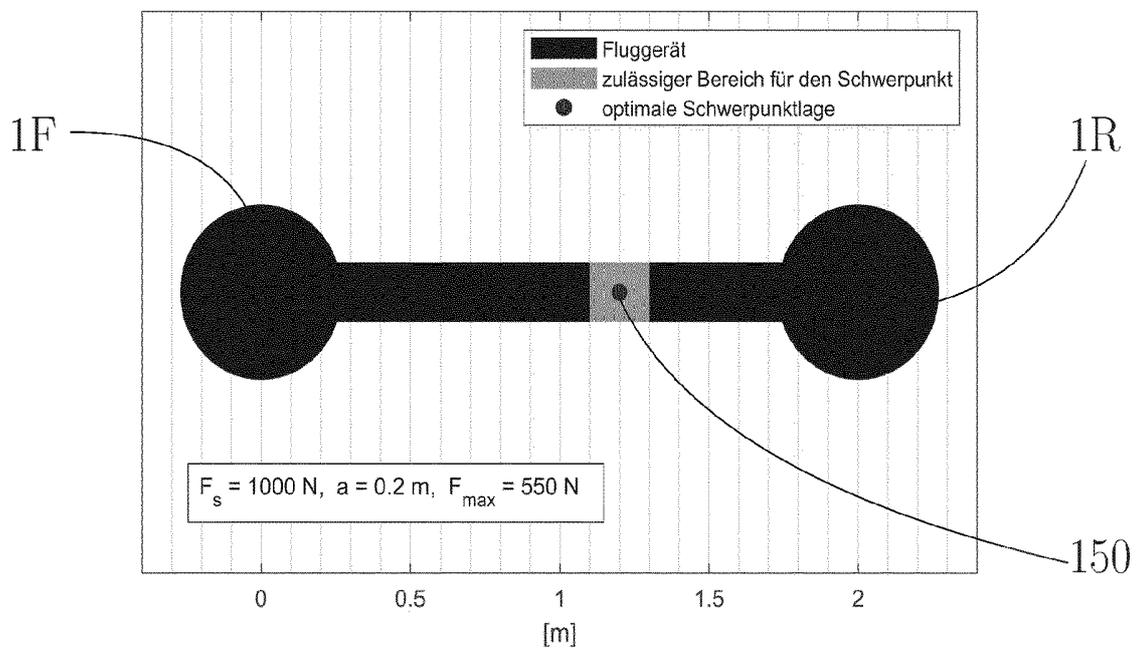


Fig. 3c

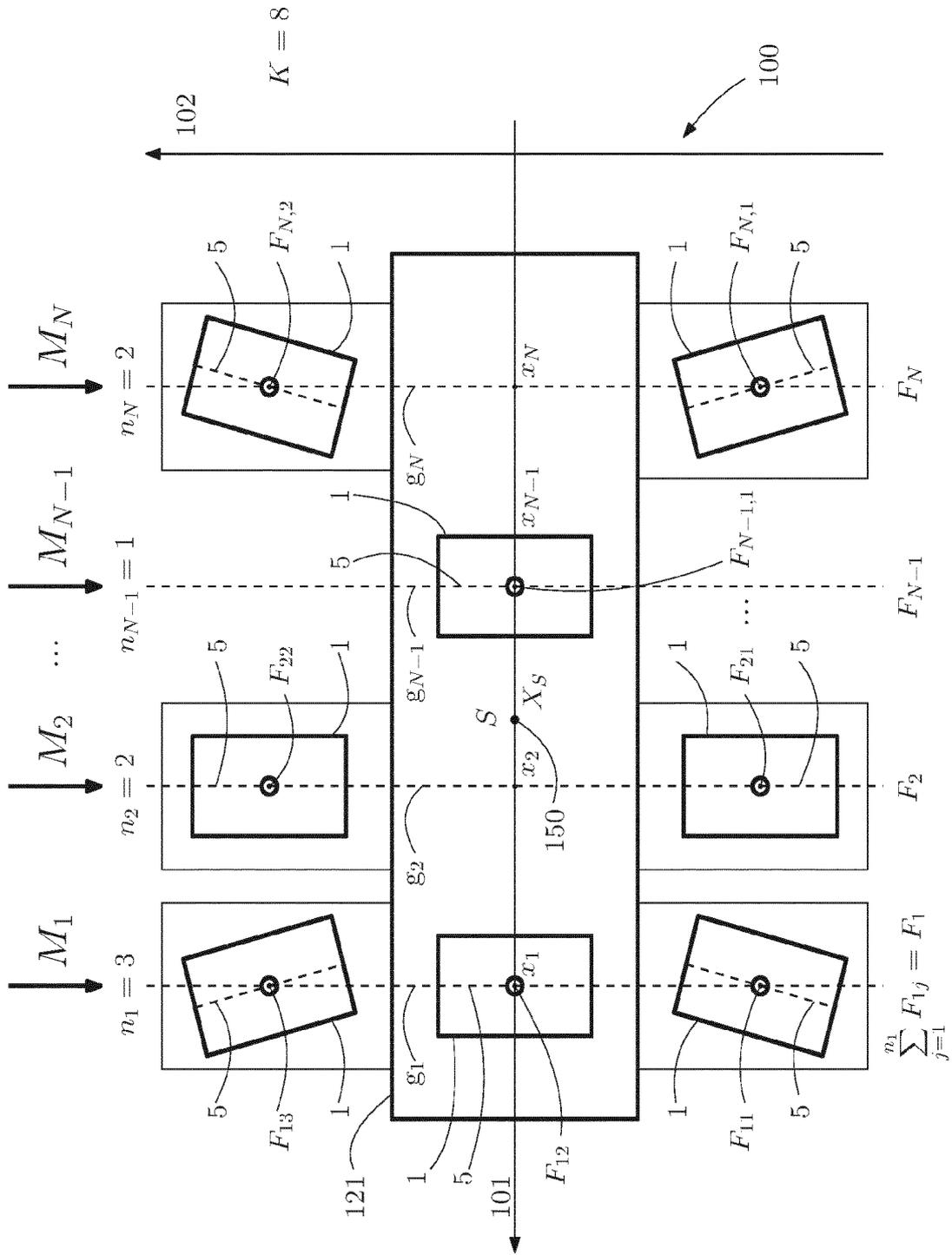


Fig. 4

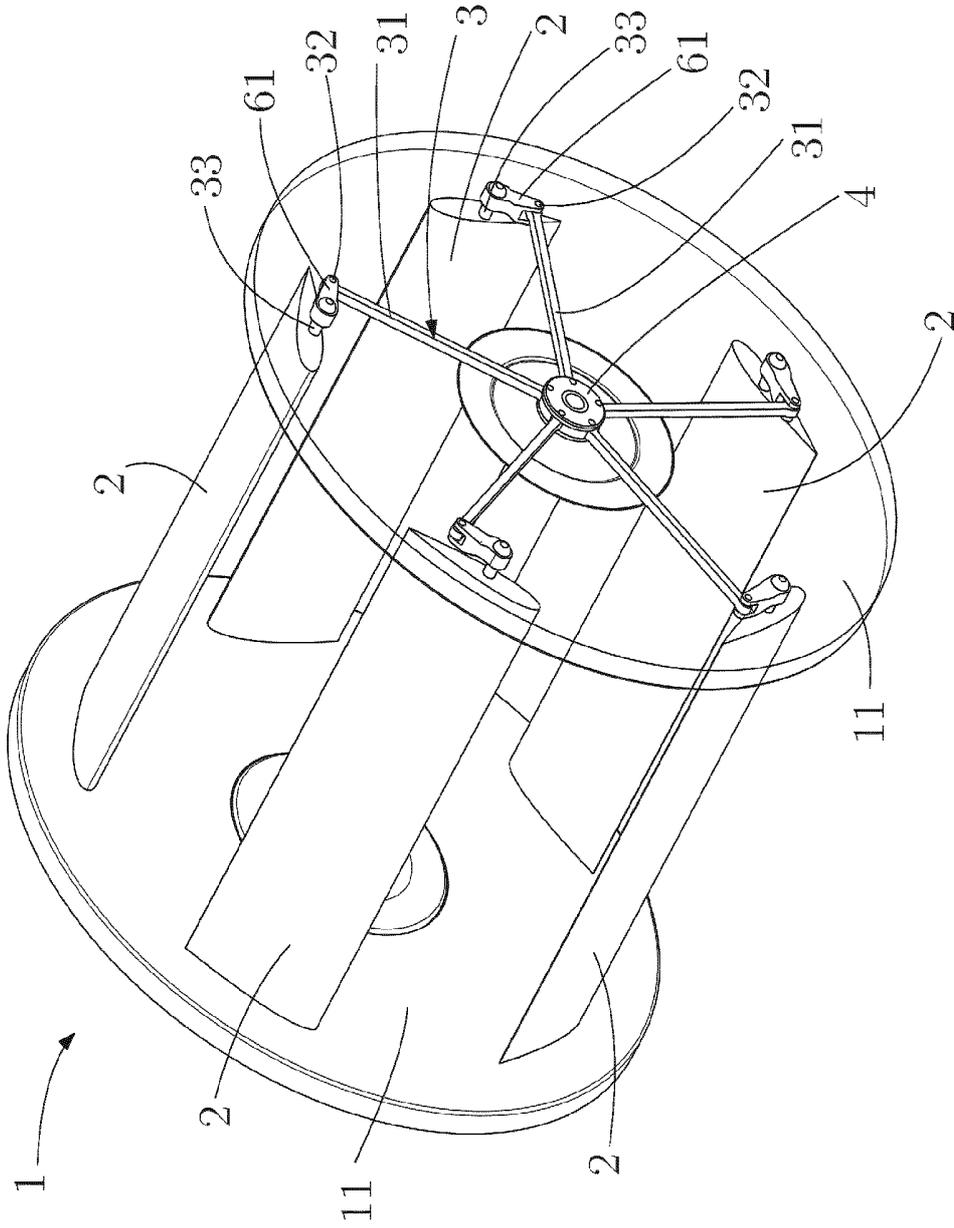


Fig. 5

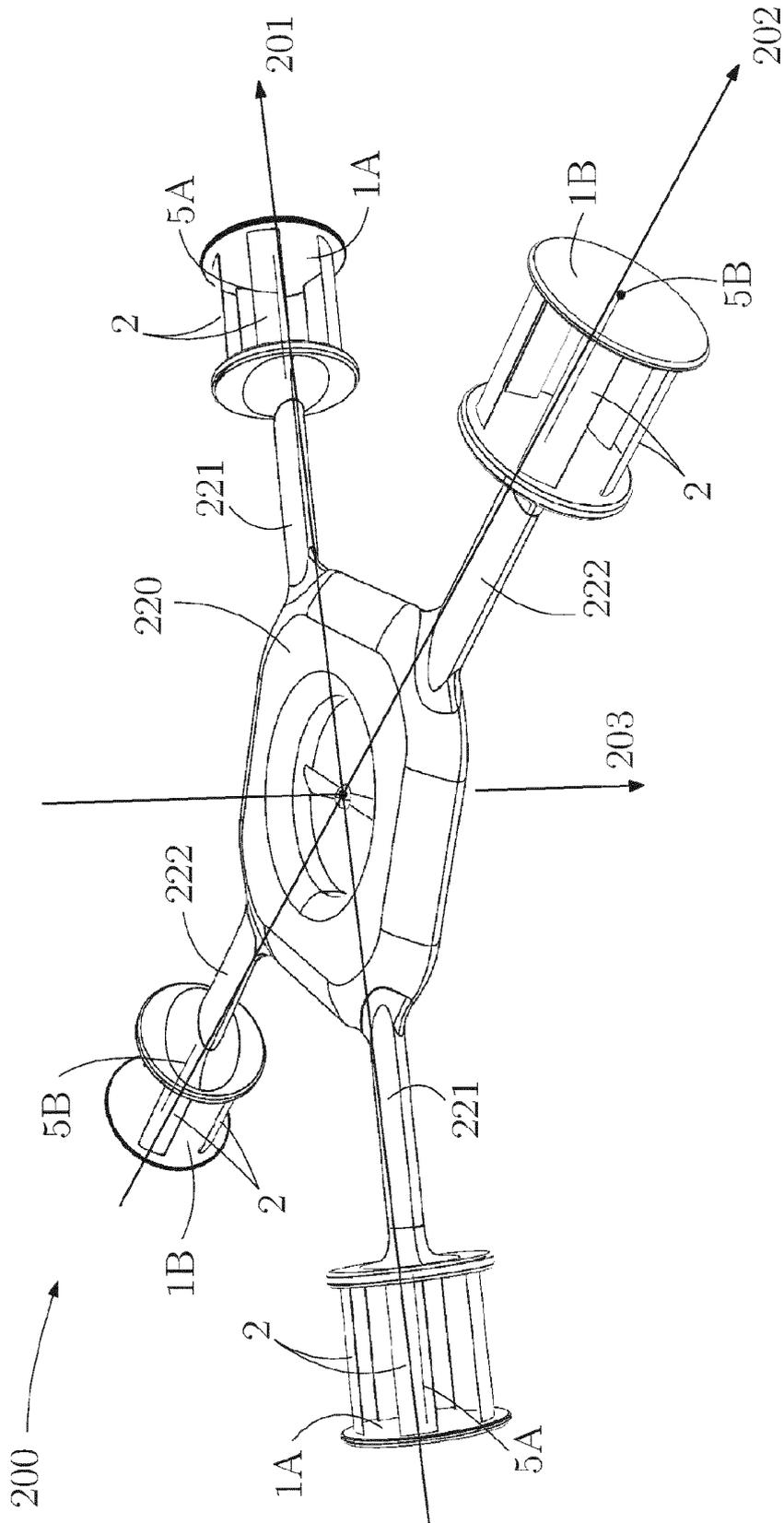


Fig. 6

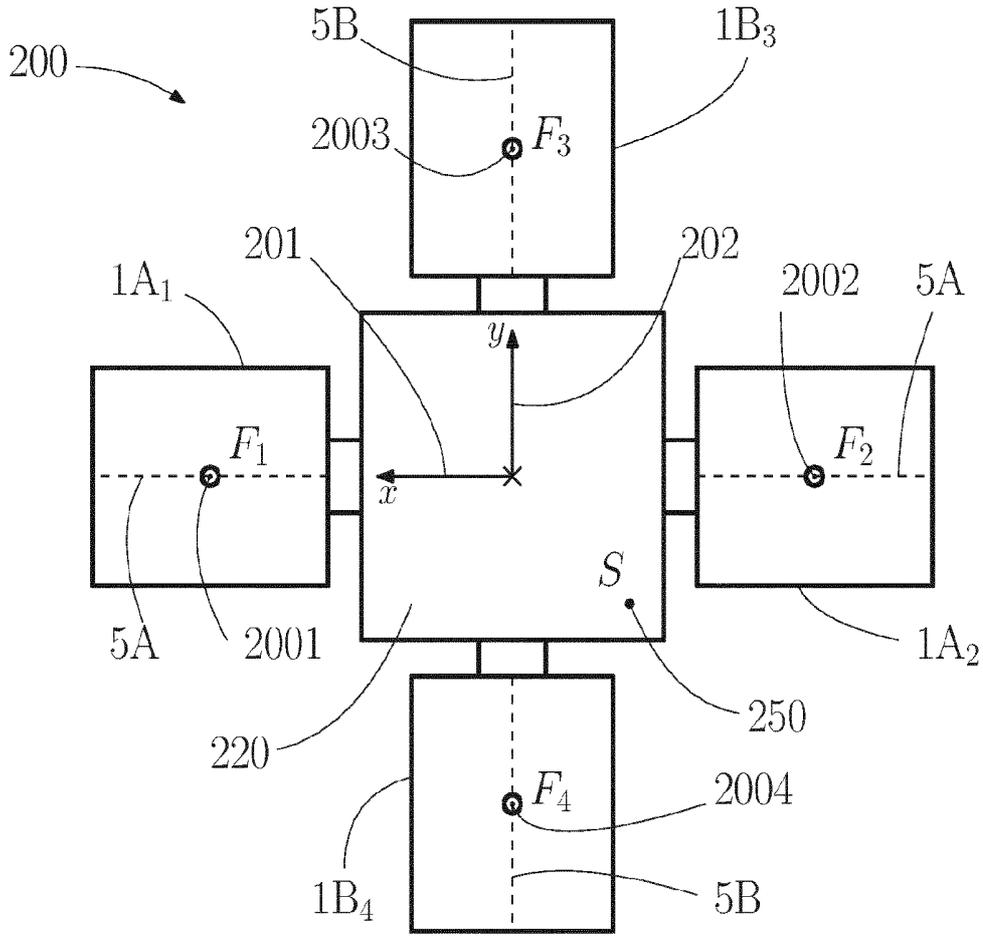


Fig. 7a

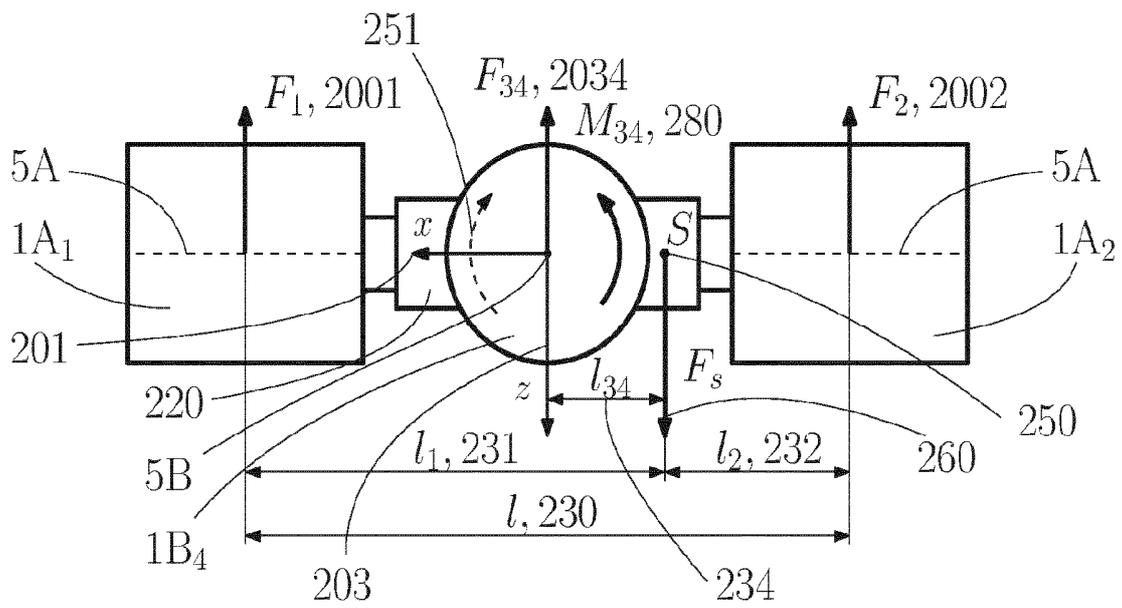


Fig. 7b

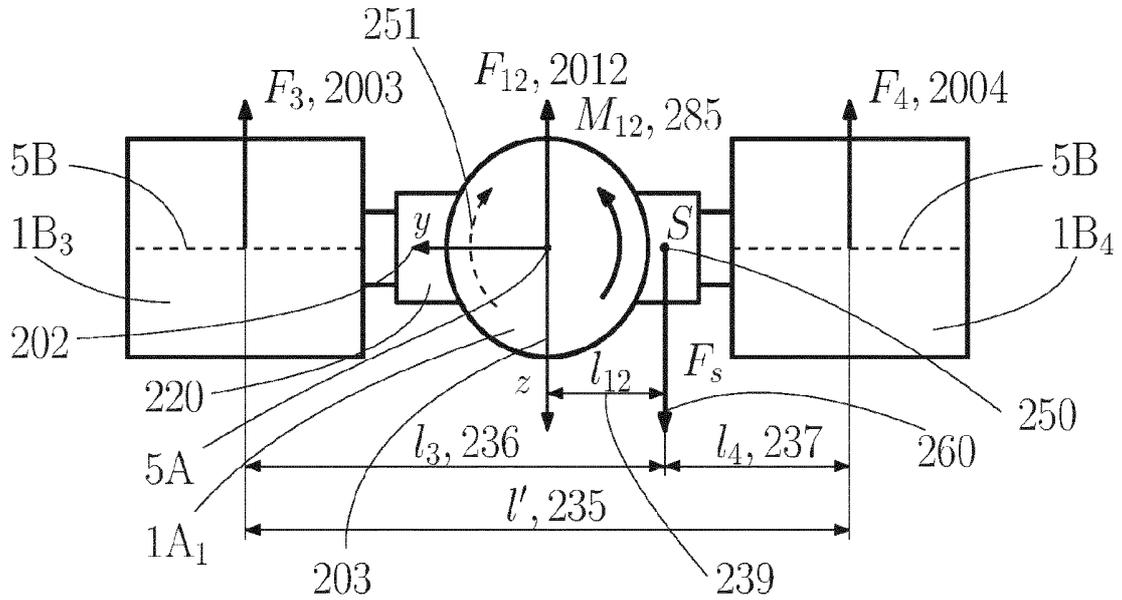


Fig. 7c

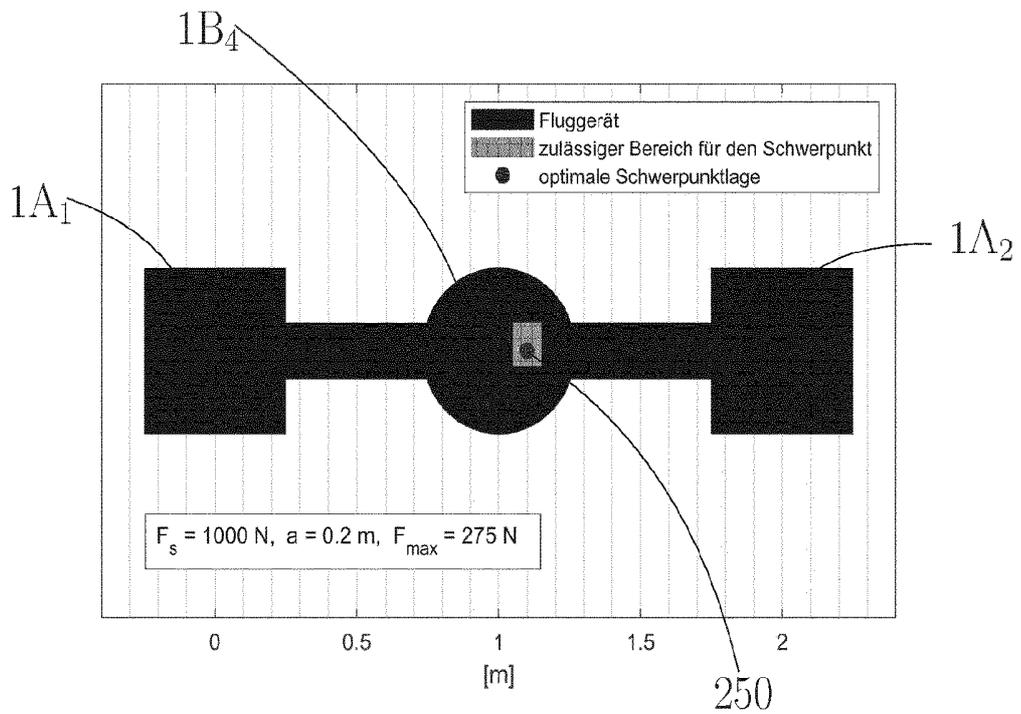


Fig. 7d

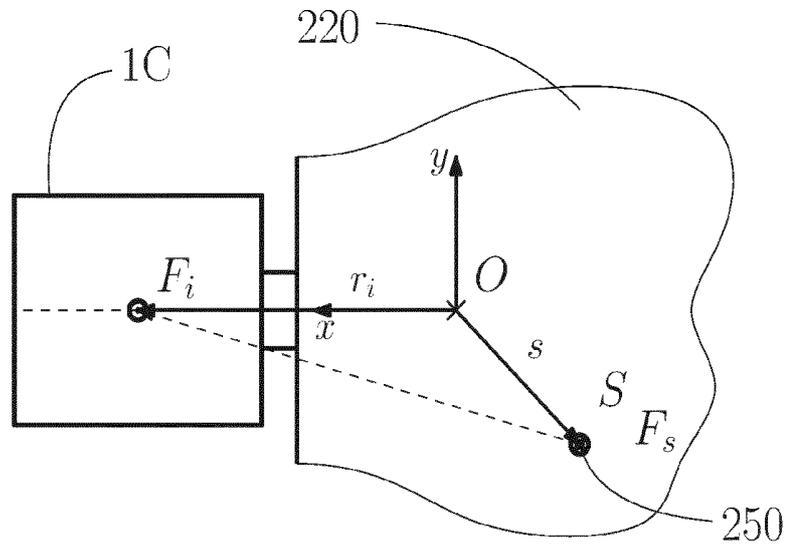


Fig. 8a

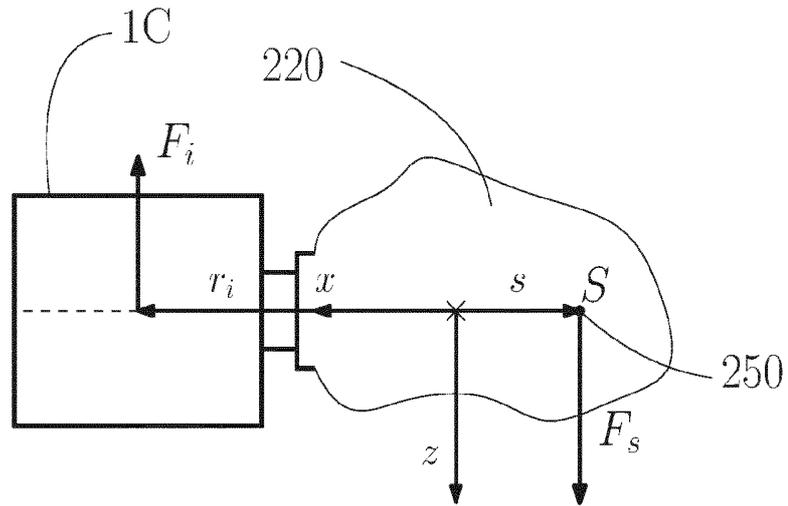


Fig. 8b

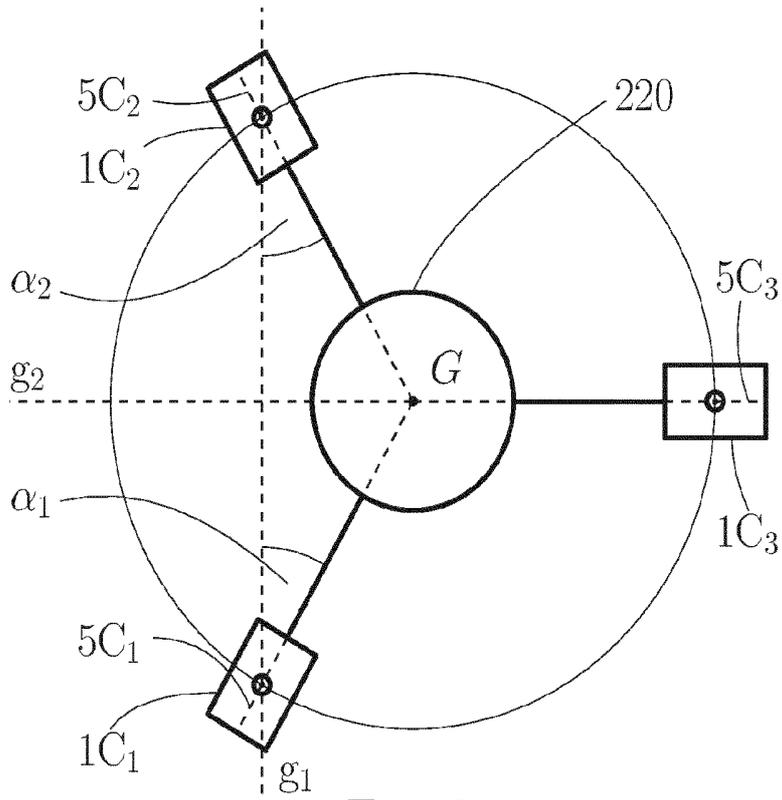


Fig. 9a

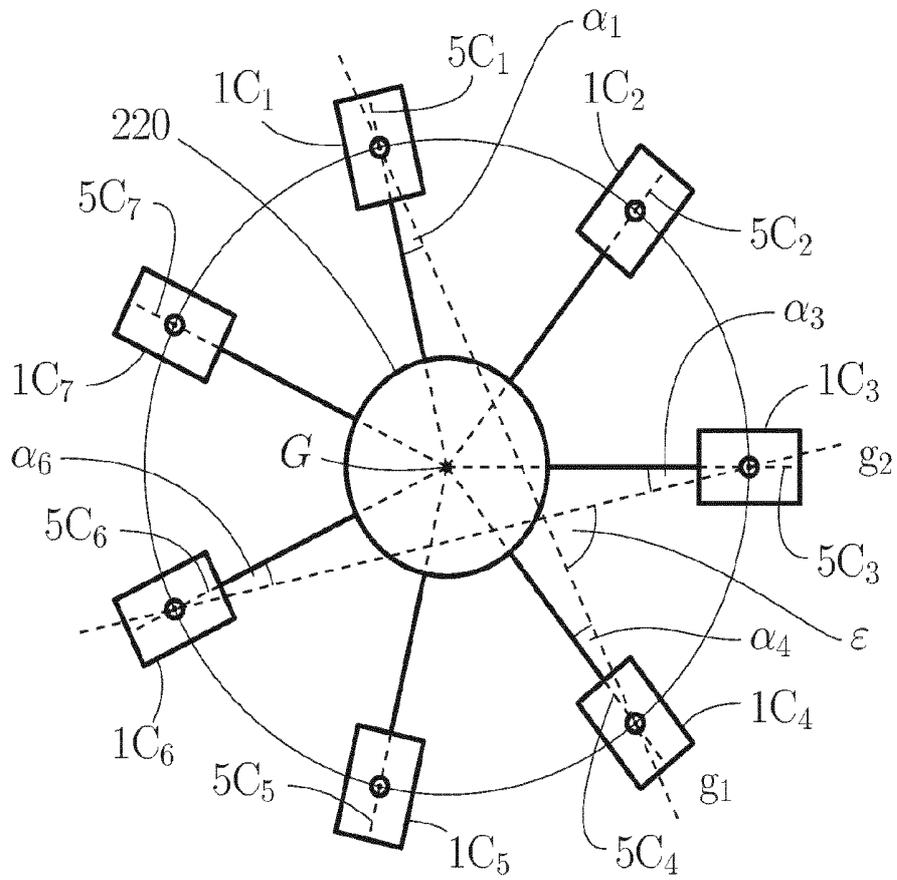
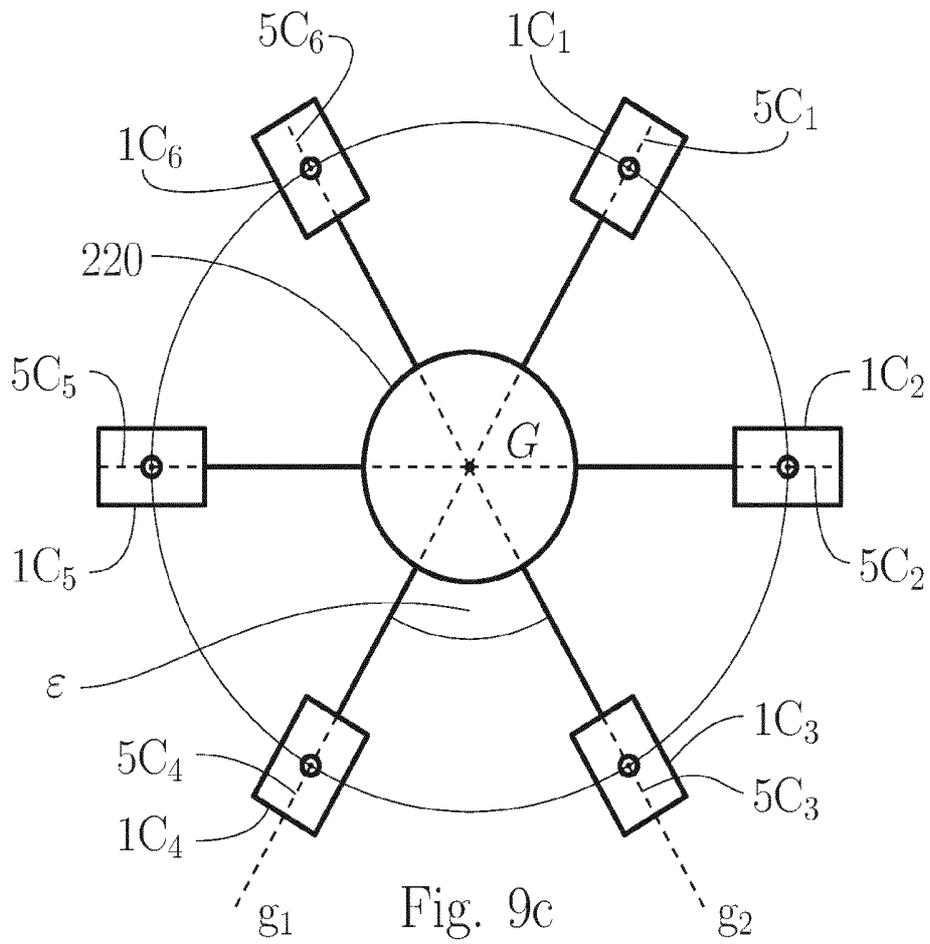


Fig. 9b



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/EP2022/063841

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER <i>B64C 29/00</i> (2006.01)i; <i>B64C 39/00</i> (2006.01)i		
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		
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 practicable, search terms used) EPO-Internal		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 10384776 B2 (BELL HELICOPTER TEXTRON INC [US]) 20 August 2019 (2019-08-20) column 12, line 10 - column 13, line 19; claim 1; figures 2A-8B	1,2,4,12,13,16, 17,19,21-24
X	US 2019071174 A1 (BURIGO MARIO [IT] ET AL) 07 March 2019 (2019-03-07) paragraph [0055] - paragraph [0063]; claims 1, 9; figures 1-5C	1-4,11-13,16, 17,19,21-23
X A	US 2020086984 A1 (LEGRAND LOUIS [US] ET AL) 19 March 2020 (2020-03-19) paragraph [0020] - paragraph [0090]; claim 1; figures 1-4	5-14,16,18,20-23 1,15,17,19,24
X	EP 3354566 A1 (AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GMBH [DE]) 01 August 2018 (2018-08-01) paragraph [0044] - paragraph [0081]; claims 1, 16; figures 1-5	5,6,12,13,16,18,20-23
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> 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 application or patent 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 08 September 2022		Date of mailing of the international search report 15 September 2022
Name and mailing address of the ISA/EP European Patent Office p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk Netherlands Telephone No. (+31-70)340-2040 Facsimile No. (+31-70)340-3016		Authorized officer Kirchmayr, Sara Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No. PCT/EP2022/063841

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
US	10384776	B2	20 August 2019	EP	3366583	A1	29 August 2018
				US	2018237136	A1	23 August 2018
US	2019071174	A1	07 March 2019	EP	3429922	A1	23 January 2019
				RU	2018136324	A	15 April 2020
				US	2019071174	A1	07 March 2019
				WO	2017158417	A1	21 September 2017
US	2020086984	A1	19 March 2020	NONE			
EP	3354566	A1	01 August 2018	EP	3354566	A1	01 August 2018
				US	2018208295	A1	26 July 2018

A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDESINV. **B64C29/00** **B64C39/00**

ADD.

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

B. RECHERCHIERTE GEBIETE

Recherchierter Mindestprüfstoff (Klassifikationssystem und Klassifikationssymbole)

B64C

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**C. ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN**

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
X	US 10 384 776 B2 (BELL HELICOPTER TEXTRON INC [US]) 20. August 2019 (2019-08-20) Spalte 12, Zeile 10 - Spalte 13, Zeile 19; Anspruch 1; Abbildungen 2A-8B -----	1, 2, 4, 12, 13, 16, 17, 19, 21-24
X	US 2019/071174 A1 (BURIGO MARIO [IT] ET AL) 7. März 2019 (2019-03-07) Absatz [0055] - Absatz [0063]; Ansprüche 1, 9; Abbildungen 1-5C -----	1-4, 11-13, 16, 17, 19, 21-23
X	US 2020/086984 A1 (LEGRAND LOUIS [US] ET AL) 19. März 2020 (2020-03-19)	5-14, 16, 18, 20-23
A	Absatz [0020] - Absatz [0090]; Anspruch 1; Abbildungen 1-4 -----	1, 15, 17, 19, 24
	----- -/--	



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" frühere Anmeldung oder Patent, die bzw. 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 Veröffentlichungen dieser Kategorie in Verbindung gebracht wird und diese Verbindung für einen Fachmann naheliegend ist

"&" Veröffentlichung, die Mitglied derselben Patentfamilie ist

Datum des Abschlusses der internationalen Recherche

8. September 2022

Absenddatum des internationalen Recherchenberichts

15/09/2022Name und Postanschrift der Internationalen Recherchenbehörde
Europäisches Patentamt, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Bevollmächtigter Bediensteter

Kirchmayr, Sara

C. (Fortsetzung) ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN		
Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
X	EP 3 354 566 A1 (AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GMBH [DE]) 1. August 2018 (2018-08-01) Absatz [0044] - Absatz [0081]; Ansprüche 1, 16; Abbildungen 1-5 -----	5, 6, 12, 13, 16, 18, 20-23

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2022/063841

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument		Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
US 10384776	B2	20-08-2019	EP 3366583 A1	29-08-2018
			US 2018237136 A1	23-08-2018

US 2019071174	A1	07-03-2019	EP 3429922 A1	23-01-2019
			RU 2018136324 A	15-04-2020
			US 2019071174 A1	07-03-2019
			WO 2017158417 A1	21-09-2017

US 2020086984	A1	19-03-2020	KEINE	

EP 3354566	A1	01-08-2018	EP 3354566 A1	01-08-2018
			US 2018208295 A1	26-07-2018
