

(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  
01. Oktober 2020 (01.10.2020)



(10) Internationale Veröffentlichungsnummer  
**WO 2020/193364 A1**

(51) Internationale Patentklassifikation:  
B64C 29/00 (2006.01)

(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/EP2020/057609

(22) Internationales Anmeldedatum:  
19. März 2020 (19.03.2020)

(25) Einreichungssprache: Deutsch

(26) Veröffentlichungssprache: Deutsch

(30) Angaben zur Priorität:  
10 2019 107 593.9  
25. März 2019 (25.03.2019) DE

(71) Anmelder: **LIFT HOLDING GMBH** [DE/DE]; Stöhrstraße 7, 99817 Eisenach (DE).

(72) Erfinder: **STRIEKER, Thomas**; Hermannsweg 13, 33415 Verl (DE). **CYMANEK, Torsten**; Ahornweg 18, 76275 Ettlingen (DE).

(74) Anwalt: **KRUSPIG, Volkmar**; Berliner Straße 1, 07545 Gera (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, DJ, DK, DM, DO,

DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, 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, 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)

(54) Title: AIRCRAFT

(54) Bezeichnung: FLUGVORRICHTUNG

(57) Abstract: The invention relates to an aircraft with a longitudinal central axis, comprising:  
· a fuselage structure (2) which is designed to accommodate persons and/or payload;  
· a wing structure (3) which has at least two wing halves (3.1) which are attached to the fuselage structure (2) and which have a fuselage-side main region (H) and a tip region (S);  
· at least one forward propulsion unit (4) which is designed to generate a forward force, acting in the direction of the central axis, on the aircraft;  
· at least four lifting propulsion units (5) which are designed to generate a lift force, acting in the direction of the central axis, on the aircraft.

(57) Zusammenfassung: Die Erfindung betrifft eine Flugvorrichtung mit einer longitudinalen Zentrumsachse gelöst, aufweisend:  
· eine Rumpfstruktur (2), die dazu ausgebildet ist Personen und/oder Nutzlast aufzunehmen;  
· eine Tragflächenstruktur (3), die mindestens zwei an der Rumpfstruktur (2) angebrachte Tragflächenhälften (3.1) mit einem rumpfseitigen Hauptbereich (H) und einem Spitzenbereich (S) besitzt;  
· mindestens einen Vorwärtsantrieb (4), der dazu ausgebildet ist, eine in Richtung der Zentrumsachse wirkende Vorwärtskraft auf die Flugvorrichtung zu erzeugen;  
· mindestens vier Hubantriebe (5), die dazu ausgebildet sind, eine in senkrechter Richtung zu der Zentrumsachse wirkende Auftriebskraft auf die Flugvorrichtung zu erzeugen.

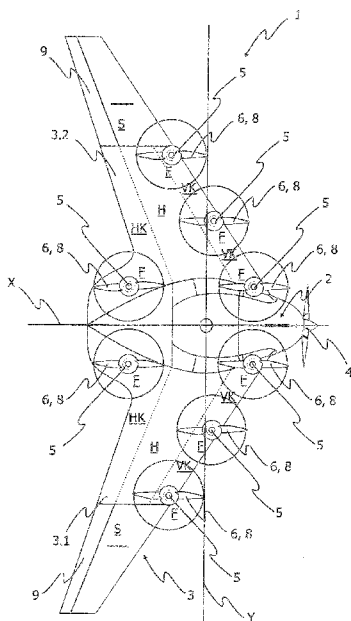


Fig. 1



WO 2020/193364 A1

---

## Flugvorrichtung

---

### **BESCHREIBUNG**

Die vorliegende Erfindung betrifft eine Flugvorrichtung gemäß Anspruch 1 sowie ein Verfahren zum Stabilisieren der Flugvorrichtung nach Anspruch 13, ein Verfahren zum Starten der Flugvorrichtung nach Anspruch 14 sowie ein Verfahren zum Landen der Flugvorrichtung nach Anspruch 15.

Bei vielen Anwendungen für Flugvorrichtungen, insbesondere in urbanen Gebieten, sind Flächen zum Starten und/oder Landen der Flugvorrichtung nicht vorhanden, so dass eine Flugvorrichtung wünschenswert ist, die in der Lage ist, senkrecht zu starten und/oder zu landen.

Typischerweise werden für solche Anwendungen sogenannte Quadrocopter verwendet, die vier zueinander beabstandete Rotoren aufweisen. Des Weiteren sind auch Varianten der Quadrocopter bekannt, die mehr als vier Rotoren besitzen, wie beispielsweise der sogenannte Octocopter. Solche bekannten Flugvorrichtungen zeichnen sich durch gute Schwebeflugeigenschaften aus. Allerdings besitzen solche Flugvorrichtungen keine starren Tragflächenprofile, wodurch die erreichbaren Reisegeschwindigkeiten und Reichweiten begrenzt sind, da die Rotoren während des Fluges permanent Auftrieb erzeugen müssen. Hierdurch ist ein effizienter Mittel- und/oder Weitstreckenflugbetrieb nicht realisierbar.

Aus diesem Grund finden sich im bisherigen Stand der Technik Flugvorrichtungen, die sowohl starre Tragflächenprofile als auch schwenk- und/oder kippbare Rotoren aufweisen. In der Druckschrift WO 2017/021 391 A1 wird eine solche Flugvorrichtung mit Schwenkpropeller beschrieben. Auch in der Druckschrift DE 10 2015 006 511 A1 werden schwenk- bzw. kippbare Rotoren beschrieben.

Darüber hinaus sind Flugvorrichtungen aus dem Stand der Technik bekannt, die separate Schub- und Hubantriebe aufweisen. Beispielsweise werden die Hubrotoren in Aussparungen innerhalb der Tragflächen angeordnet, wie in Druckschrift EP 3 206 949 B1 beschrieben. Diese Aussparungen führen allerdings zu zusätzlichen Turbulenzen der Luftströmungen, die für eine effiziente

Auftriebsbildung eigentlich laminar entlang der Tragflächenprofile verlaufen sollten. Herkömmlicherweise werden daher Verschlussklappen verwendet, die während eines Schwebeflugs geöffnet und während eines Reiseflugs geschlossen sind, um die o.g. Aussparungen in den Tragflächen zu verschließen.

Im bekannten Stand der Technik werden außerdem zusätzliche Trägerstrukturen offenbart, die an einem Rumpf und/oder an einem Tragflächenprofil befestigt sind. An den Trägerstrukturen sind die Hubrotoren befestigt. Die Trägerstrukturen können im Flugbetrieb zu nachteilige Turbulenzen führen, wodurch sich der Luftwiderstand der vorstehend beschriebenen Flugvorrichtungen erhöht und die Effizienz während des Reiseflugs verringert wird. Darüber hinaus kann das zusätzliche Gewicht der Trägerstrukturen zu einer ungünstigen Gewichtsverteilung der Flugvorrichtung führen, wodurch sich die Flugstabilität und/oder die Flugeigenschaften der Flugvorrichtung verschlechtern. Die Trägerstrukturen bedeuten außerdem eine zusätzliche Fehleranfälligkeit bzw. Ausfallwahrscheinlichkeit, da die Verbindungsstellen zwischen den Trägerstrukturen und dem Rumpf und/oder dem Tragflächenprofil mitunter hohen Belastungen durch Hebel- und Vibrationskräften ausgesetzt sind.

Die obigen Lösungen des Standes der Technik sind vergleichsweise aufwendig, da aufwendige Schwenk-, Kipp- und/oder Klappenmechanismen sowie zusätzliche Trägerstrukturen verwendet werden, wodurch sich die Fehleranfälligkeit bzw. Ausfallwahrscheinlichkeit der Flugvorrichtung erhöht.

Aus dem bisherigen Stand der Technik wird somit ersichtlich, dass weiterhin keine zufriedenstellende, technische Lösung für die oben beschriebenen Nachteile vorhanden ist.

Es ist daher Aufgabe der vorliegenden Erfindung, eine vergleichsweise einfache und sichere Flugvorrichtung bereitzustellen, die es einerseits ermöglicht senkrecht zu starten und/oder zu landen und andererseits einen effizienten Mittel- und/oder Weitstreckenflugbetrieb möglich macht, wobei eine möglichst hohe Sicherheit beim Betreiben der Flugvorrichtung durch eine reduzierte Fehleranfälligkeit und/oder eine reduzierte Ausfallwahrscheinlichkeit erreicht werden soll.

Diese Aufgabe wird durch eine Flugvorrichtung gemäß Anspruch 1 sowie ein Verfahren zum Stabilisieren der Flugvorrichtung nach Anspruch 13, ein Verfahren zum Starten der Flugvorrichtung nach Anspruch 14 sowie ein Verfahren zum Landen der Flugvorrichtung nach Anspruch 15 gelöst.

Insbesondere wird die Aufgabe der Erfindung durch eine Flugvorrichtung mit einer longitudinalen Zentrumsachse gelöst, aufweisend:

- eine Rumpfstruktur, die dazu ausgebildet ist Personen und/oder Nutzlast aufzunehmen;
- eine Tragflächenstruktur, die mindestens zwei an der Rumpfstruktur angebrachte Tragflächenhälften mit einem rumpfseitigen Hauptbereich und einem Spitzenbereich besitzt;
- mindestens einen Vorwärtsantrieb, der dazu ausgebildet ist, eine in Richtung der Zentrumsachse wirkende Vorwärtskraft auf die Flugvorrichtung zu erzeugen;
- mindestens vier Hubantriebe, die dazu ausgebildet sind, eine in senkrechter Richtung zu der Zentrumsachse wirkende Auftriebskraft auf die Flugvorrichtung zu erzeugen;

wobei die Hubantriebe unterhalb der Tragflächenhälften in dem Hauptbereich beabstandet zu der Oberfläche der Tragflächenhälften richtungsfest angebracht sind.

Insbesondere sind sechs, vorzugsweise acht oder mehr Hubantriebe unterhalb der Tragflächenhälften in dem Hauptbereich beabstandet zu der Oberfläche der Tragflächenhälften richtungsfest angebracht. Vorzugsweise sind die Hubantriebe in dem Hauptbereich der Tragflächen verteilt angeordnet. Unter einer verteilten Anordnung wird in diesem Zusammenhang verstanden, dass die Hubantriebe nicht linear auf einer Achse angeordnet sind, wodurch eine vorteilhafte Gewichtsverteilung erreicht werden kann und ein erleichtertes Austarieren in eine stabile Schwebeflugposition erreicht wird.

Ein Kerngedanke der Erfindung beruht auf der Erkenntnis, dass Hubantriebe, die unterhalb der Tragflächenhälften angebracht sind, ausreichend Auftriebskraft erzeugen können, sofern die Hubantriebe von der Oberfläche der Tragflächenhälften entsprechend beabstandet sind. Ein negativer Einfluss der

Tragflächenhälften auf einen durch die Hubantriebe strömenden Luftvolumenstrom wird durch eine geeignete Beabstandung der Hubantriebe zu der Tragflächenoberfläche verkleinert. Der durch die Hubantriebe strömende Luftvolumenstrom verläuft dabei zwischen den Tragflächenhälften und den Hubantrieben parallel zu den Tragflächenhälften.

Darüber hinaus ist es möglich, dass sich die von den einzelnen Hubantrieben erzeugten Auftriebskräfte überlagern, so dass die Hubantriebe eine ausreichend große Gesamtauftriebskraft erzeugen, um die Flugvorrichtung in einem Schwebeflug zu halten und/oder um die Flugvorrichtung senkrecht zu starten bzw. zu landen.

Ein weiterer Vorteil der Erfindung besteht darin, dass durch den Verzicht auf zusätzliche Tragstrukturen für die Hubantriebe und durch das direkte Anbringen der Hubantriebe an den Tragflächenhälften, eine möglichst einfache und sichere Konstruktion erreicht wird.

Durch das Anbringen der Hubrotoren in einem rumpfseitigen Hauptbereich der Tragflächenhälften entstehen geringe zusätzliche mechanische Belastungen an den Verbindungsstellen zwischen den Tragflächenhälften und der Rumpfstruktur, die beispielsweise durch Hebelkräfte oder Vibrationen auftreten würden, wenn die Hubrotoren im Spitzenbereich der Tragflächenhälften angebracht wären.

Die von dem Vorwärtsantrieb erzeugte Vorwärtskraft kann je nach Betriebsart des Vorwärtsantriebs entlang der Zentrumsachse in eine Flugrichtung der Flugvorrichtung zeigen, wodurch eine Beschleunigung der Flugvorrichtung erreicht wird. Des Weiteren kann die von dem Vorwärtsantrieb erzeugte Vorwärtskraft entgegen der Flugrichtung der Flugvorrichtung zeigen, wodurch ein abbremsen in die entgegengesetzte Flugrichtung der Flugvorrichtung erreicht wird.

Der Vorwärtsantrieb und die Hubantriebe sind separate Antriebe, die als unterschiedliche Antriebstypen ausgestaltet sein können. Durch den Einsatz von einem separaten Vorwärtsantrieb und mehreren Hubantrieben kann daher auf aufwendige Kippmechanismen für die Hubantriebe verzichtet werden.

Ein weiterer Vorteil der Erfindung besteht darin, dass die zusätzlichen Hubantriebe zu einer Redundanz an Antrieben führen, wodurch die Sicherheit im Flugbetrieb erhöht wird. In Fällen, in denen einzelne oder mehrere Schub- und/oder Hubantriebe ausfallen ist es weiterhin jederzeit und verzögerungsfrei möglich, die Antriebsausfälle durch die weiteren Hubantriebe zu kompensieren, wobei die Flugvorrichtung auch mit einzelnen oder mehreren Antriebsausfällen sicher und kontrolliert gelandet werden kann.

Unter einer Tragflächenstruktur werden mehrere Tragflächenprofile verstanden, die vorzugsweise symmetrisch an der Rumpfstruktur angebracht sind, wobei jede Tragflächenhälfte unterschiedliche Bereiche aufweist. Der Spitzenbereich einer Tragflächenhälfte erstreckt sich von der Tragflächenspitze in Richtung des Rumpf-Tragflächenübergangs über ein Drittel, insbesondere ein Viertel, vorzugsweise ein Fünftel der Gesamtlänge der Tragflächenhälfte.

Unter einem rumpfseitigen Hauptbereich der Tragflächenhälfte wird entsprechend der Bereich zwischen dem Rumpf-Tragflächenübergang und dem Spitzenbereich verstanden. Mit anderen Worten erstreckt sich der Hauptbereich der Tragflächenhälfte von dem Rumpf-Tragflächenübergang in Richtung der Tragflächenspitze über zwei Drittel, insbesondere drei Viertel, vorzugsweise vier Fünftel der Gesamtlänge der Tragflächenhälfte.

Unter einer richtungsfesten Anbringung der Hubantriebe wird insbesondere verstanden, dass die Hubantriebe nicht kipp- und/oder schwenkbar sind.

In einer bevorzugten Ausführungsform können der Vorwärtsantrieb und die Hubantriebe voneinander unabhängig angesteuert und/oder betrieben werden, wodurch eine Vielzahl von verschiedenen, mitunter komplexen, Flugmanövern ermöglicht werden. Insbesondere bei Start-, Lande-, und Stabilisierungsmanövern ist eine unabhängige Ansteuerung der Vorwärtsantriebe und Hubantriebe vorteilhaft.

Vorzugsweise weisen die Hubantriebe jeweils einen Rotor mit mindestens zwei Rotorblättern auf, wobei die Rotorblätter des Rotors im Betrieb über eine Rotorkreisfläche drehen. Hierdurch kann eine ausreichend große Auftriebskraft von den Hubantrieben erzeugt werden. Insbesondere können die Rotoren der Hubantriebe genau zwei Rotorblätter aufweisen, die voneinander um  $180^\circ$

beabstandet sind. Hierdurch kann eine für den Luftwiderstand vorteilhafte Vorzugsposition für die Rotorblätter eingestellt werden, wenn die Hubantriebe nicht betrieben werden.

Unter einer Rotorkreisfläche wird insbesondere die Kreisfläche verstanden, über die ein Rotorblatt im Betrieb, also wenn sich das Rotorblatt dreht, streicht. Der Radius der Rotorkreisfläche entspricht folglich der Länge des Rotorblatts.

In einer weiteren Ausführungsform sind mehrere der Rotorkreisflächen parallel zu der Zentrumsachse und/oder parallel zu einer Querachse der Flugvorrichtung ausgerichtet, wodurch die resultierenden Auftriebskräfte der Hubantriebe senkrecht zu der Zentrumsachse und/oder zu der Querachse der Flugvorrichtung erzeugt werden. Unter der Querachse kann hierbei eine Achse verstanden werden, die orthogonal zu der Zentrumsachse angeordnet ist. Darüber hinaus ist die Querachse orthogonal zu einer Hochachse angeordnet. Die Zentrumsachse, die Querachse und die Hochachse bilden zusammen ein objektbezogenes Koordinatensystem, das sogenannte Körperkoordinatensystem.

In einer besonders bevorzugten Ausführungsform weisen mehrere der Rotorkreisflächen einen Anstellwinkel von bis zu  $15^\circ$ , insbesondere von bis zu  $10^\circ$ , vorzugsweise von bis zu  $5^\circ$  zu der Zentrumsachse und/oder zu einer Querachse auf. Hierdurch kann eine besonders vorteilhafte, stabile Überlagerung der erzeugten Auftriebskräfte der Hubantriebe erreicht werden, so dass die Flugvorrichtung in der Lage ist, in einem stabileren Schwebeflug zu bleiben.

Insbesondere sind Rotorkreisflächen zumindest teilweise, insbesondere hälftig oder mehr, von den Tragflächenhälften und/oder von der Rumpfstruktur überdeckt, wodurch eine besonders kompakte Bauform ermöglicht wird. Des Weiteren wird hierdurch eine erhöhte Sicherheit insbesondere für Passagiere und/oder eine transportierte Nutzlast gewährleistet, da in einem Fall, in dem sich eines oder mehrere der Rotorblätter während des Betriebs löst bzw. lösen, das Risiko, dass das bzw. die Rotorblätter durch die Rumpfstruktur schlägt bzw. schlagen, vermindert wird.

Es ist ferner bevorzugt, dass Tragelemente an einem unteren Oberflächenbereich der Tragflächenhälften angeordnet sind, an denen die Hubantriebe in einem Abstand zu der unteren Oberfläche der Tragflächenhälften beabstandet

befestigbar sind. Die Tragelemente weisen insbesondere vorteilhafte aerodynamische Eigenschalten entlang der Zentrumsachse in Flugrichtung der Flugvorrichtung auf. Durch die Tragelemente wird es ermöglicht, die Hubantriebe besonders vorteilhaft in einem vorbestimmten Abstand an den Tragflächenhälften anzubringen. Darüber hinaus können Signal- und/oder Netzleitungen in den Tragelementen geführt werden.

In einer bevorzugten Ausführungsform entspricht der Abstand mindestens einen Faktor von 0,1 oder größer, insbesondere einen Faktor von 0,20 oder größer, vorzugsweise genau einen Faktor von 0,25 einer Länge der Rotorblätter, wodurch ein negativer Einfluss der Tragflächenhälfte auf den durch die Rotorkreisfläche strömenden Luftvolumenstrom verkleinert wird, so dass eine erreichbare Auftriebsleistung der Hubantriebe vergrößert wird.

Insbesondere weisen die Hubantriebe eine Arretierungsvorrichtung auf, durch die die Rotorblätter der Rotoren in einer Vorzugsposition arretiert werden können, wenn die Hubantriebe nicht betrieben werden. Insbesondere ist eine Vorzugsposition bei einem zweiblättrigen Rotor, dass beide Rotorblätter parallel zur Zentrumsachse der Flugvorrichtung ausgerichtet sind. Hierdurch wird der Luftwiderstand der Hubantriebe verkleinert, wenn diese nicht betrieben werden.

In einer weiteren Ausführungsform werden die Hubantriebe angesteuert, so dass die Hubantriebe die Vorzugsposition beibehalten, wenn die Hubantriebe nicht betrieben werden. Hierdurch können auch ohne zusätzliche, mechanische Vorrichtungen die Hubantriebe in der Vorzugsposition gehalten werden.

Vorzugsweise erstrecken sich die Rotorblätter in der Vorzugsposition parallel zu der Zentrumsachse, wenn der Rotor zwei Rotorblätter aufweist, wodurch ein möglichst niedriger Luftwiderstand der Hubantriebe erreicht wird, wenn die Hubantriebe nicht betrieben werden

Ferner ist es bevorzugt, dass die Hubantriebe durch elektrische Motoren angetrieben werden, wodurch eine verzögerungsfreie Ansteuerung und ein effizienter, wartungsarmer Betrieb ermöglicht wird. Insbesondere werden die elektrischen Motoren von einer wiederaufladbaren Batterie oder einer anderen elektrischen Energiequelle, wie zum Beispiel einer Brennstoffzelle, gespeist. Des

Weiteren können die Hubantriebe auch durch mechanisch oder druckluftbetrieben angetrieben werden.

In einer besonders bevorzugten Ausführungsform werden die Hubantriebe durch wiederaufladbare Batterien dezentral versorgt, wobei die jeweiligen wiederaufladbare Batterie in einem Hubantriebgehäuse des jeweiligen Hubantriebs und/oder in dem jeweiligen Tragelement untergebracht ist, wodurch die einzelnen Hubantriebe zueinander autark betrieben werden können. Ein Ausfallrisiko aller Hubantriebe wird hierdurch verringert, da selbst bei Versorgungsausfällen von einzelnen wiederaufladbaren Batterien, die verbleibenden Hubantriebe weiterhin betrieben werden können. Darüber hinaus sind die wiederaufladbaren Batterien hierdurch entfernt von der Rumpfstruktur angeordnet, so dass, falls eine oder mehrere der wiederaufladbaren Batterien in Brand gerät bzw. geraten, ein Verletzungsrisiko und/oder Beschädigungsrisiko der beförderten Personen und/oder Nutzlast verringert wird.

In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform sind mehrere, insbesondere zwei, vorzugsweise drei Hubantriebe in einem Vorderkantenbereich unter jeder Tragflächenhälfte symmetrisch zueinander angeordnet und es ist ferner mindestens ein Hubantrieb in einem Hinterkantenbereich unter jeder Tragflächenhälfte symmetrisch zueinander angeordnet. Die oben beschriebene Anordnung der Hubantriebe bietet eine besonders vorteilhafte Verteilung der Auftriebskräfte der einzelnen Hubantriebe, so dass ein besonders stabiler Schwebeflug ermöglicht wird.

Insbesondere ist ein Übergang zwischen der Rumpfstruktur und der Tragflächenstruktur kontinuierlich geformt. Vorzugsweise handelt es sich bei der Flugvorrichtung um eine Nurflügelvorrichtung, bei der die Tragflächenstruktur fließend in die Rumpfstruktur übergeht, wodurch die Flugvorrichtung konstruktiv besonders vorteilhafte Auftriebseigenschaften aufweist. Dies hat einen vorteilhaften Einfluss auf die Effizienz der Flugvorrichtung im Reiseflug.

Die Aufgabe der Erfindung wird außerdem durch ein Verfahren zum Stabilisieren der obenstehend beschriebenen Flugvorrichtung gelöst, wobei die Hubantriebe, vorzugsweise automatisch, angesteuert werden, wenn sich die Flugvorrichtung in einer unkontrollierten Flugsituation befindet, so dass eine kontrollierte Flugsituation erreicht wird.

Ein Kerngedanke des erfindungsgemäßen Verfahrens besteht darin, dass zusätzliche Sicherheit für den Flugbetrieb der Flugvorrichtung erreicht wird. So ermöglicht das erfindungsgemäße Verfahren, dass automatisch eingegriffen werden kann, wenn sich die Flugvorrichtung in einer unkontrollierten Flugsituation befindet. Durch eine gezielte Ansteuerung einzelner Hubrotoren kann somit, beispielsweise, wenn sich die Flugvorrichtung in einem unkontrollierten Taumelflug und/oder Sturzflug befindet, das Flugzeug in einen kontrollierten Schwebeflug überführt und stabilisiert werden.

Insbesondere kann die Flugvorrichtung mehrere Sensoren zur Bestimmung der Lage und/oder Position der Flugvorrichtung, wie beispielsweise ein oder mehrere Inertialsensoren, ein Magnetfeldsensor, ein Höhensensor und/oder einen Empfänger eines Globalen Navigationssatellitensystems (GNSS), aufweisen, aus deren Sensordaten bzw. Empfangsdaten die Lage und/oder Position der Flugvorrichtung bestimmt wird.

Vorzugsweise kann die Flugvorrichtung mit Hilfe eines geeigneten Algorithmus anhand von Lage- und/oder Positionsdatenverläufen, die beispielsweise mit Ansteuerbefehlen der Flugvorrichtung verglichen werden, abschätzen, ob sich die Flugvorrichtung in einer kontrollierten Flugsituation oder in einer unkontrollierten Flugsituation befindet. Sobald festgestellt wird, dass es sich um eine unkontrollierte Flugsituation handelt, kann beispielsweise eine geeignete Ansteuerroutine berechnet werden und/oder eine vorbestimmte Ansteuerroutine der Hubantriebe automatisch initiiert werden, durch die die Flugvorrichtung in eine stabile Fluglage überführt wird.

Darüber hinaus schaffen die zusätzlichen Hubantriebe eine gewisse Redundanz in Fällen, in denen beispielsweise der oder die Vorwärtsantriebe ausfallen. So kann dann, wenn ein Vorwärtsantrieb ausfällt, eine vorbestimmte Ansteuerroutine der Hubantriebe automatisch initiiert werden.

Weiterhin wird die Aufgabe der Erfindung durch ein Verfahren zum Starten der obenstehend beschriebenen Flugvorrichtung gelöst, die folgenden Schritte umfassend:

- einen Startschritt, in dem die Hubantriebe angesteuert werden, so dass die Flugvorrichtung senkrecht steigt, bis eine vorbestimmte Flughöhe überschritten wird, und
- einen Übergangsschritt, in dem der Vorwärtsantrieb betrieben wird, so dass eine in Richtung der Zentrumsachse wirkende Vorwärtskraft auf die Flugvorrichtung erzeugen wird und die Flugvorrichtung beschleunigt wird,

wobei die Hubantriebe gestoppt und in eine Vorzugsposition gebracht werden, sobald eine vorbestimmte Fluggeschwindigkeit überschritten wird.

Insbesondere wird während des Startschritts eine Windrichtung erfasst und es werden die Hubantriebe derart angesteuert, dass die Flugvorrichtung automatisch anhand der erfassten Windrichtung ausgerichtet wird, wobei der Vorwärtsantrieb angesteuert wird, so dass die Flugvorrichtung eine aktuelle Position entlang der Zentrumsachse beibehält. Hierdurch kann eine vorteilhafte Ausrichtung der Flugvorrichtung automatisch erreicht werden. Darüber hinaus wird hierdurch ein Abdriften der Flugvorrichtung während des Landeschriffs durch mögliche äußere Einflüsse, wie beispielsweise anströmenden Wind, vermieden.

Während des Übergangsschritts und/oder nach dem Übergangsschritt wird die Flugvorrichtung vorzugsweise durch ein Seitenruder, Höhenruder, Querruder und/oder einer Kombination aus Höhen- und Querruder gesteuert, wodurch die Flugvorrichtung effizient im Reiseflug gesteuert werden kann.

Darüber hinaus wird die Aufgabe der Erfindung durch ein Verfahren zum Landen der obenstehend beschriebenen Flugvorrichtung gelöst, die folgenden Schritte umfassend:

- einen Übergangsschritt, in dem der Vorwärtsantrieb betrieben wird, so dass eine in Richtung der Zentrumsachse entgegen einer bisherigen Flugrichtung wirkende Vorwärtskraft auf die Flugvorrichtung erzeugen wird und die Flugvorrichtung abgebremst wird, wobei die Hubantriebe angesteuert werden sobald eine vorbestimmte Fluggeschwindigkeit unterschritten wird,
- in einem Landeschrift die Hubantriebe angesteuert werden, so dass die Flugvorrichtung senkrecht sinkt bis die Flugvorrichtung gelandet ist.

Insbesondere wird im Landeschrift eine Windrichtung erfasst und es werden die Hubantriebe derart angesteuert, dass die Flugvorrichtung automatisch anhand der erfassten Windrichtung ausgerichtet wird, wobei der Vorwärtsantrieb

angesteuert wird, so dass die Flugvorrichtung eine aktuelle Position entlang der Zentrumsachse beibehält. Hierdurch kann eine vorteilhafte Ausrichtung der Flugvorrichtung automatisch erreicht werden. Darüber hinaus wird hierdurch ein Abdriften der Flugvorrichtung während des Landeschriffs durch mögliche äußere Einflüsse, wie beispielsweise anströmenden Wind, vermieden.

Während des Übergangsschriffs und/oder vor dem Übergangsschritt wird vorzugsweise die Flugvorrichtung durch ein Seitenruder, Höhenruder, Querruder und/oder einer Kombination aus Höhen- und Querruder gesteuert, wodurch die Flugvorrichtung effizient im Reiseflug gesteuert werden kann.

Weitere Ausführungsformen ergeben sich aus den Unteransprüchen.

Nachfolgend wird die Erfindung anhand von nicht einschränkenden Ausführungsbeispielen beschrieben unter Bezug auf die beigefügten Figuren weiter erläutert. Hierbei zeigen:

Fig. 1 eine schematische Ansicht von der Unterseite einer Flugvorrichtung gemäß einem Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung;

Fig. 2 eine schematische Frontansicht der Flugvorrichtung gemäß einem Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung;

Fig. 3 eine Detailansicht eines in einem Vorderkantenbereich der Tragflächenhälfte angebrachten Hubantriebs der Flugvorrichtung gemäß einem Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung; und

Fig. 4 eine Detailansicht eines in einem Hinterkantenbereich der Tragflächenhälfte angebrachten Hubantriebs der Flugvorrichtung gemäß einem Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung.

In Fig. 1 ist eine schematische Ansicht von der Unterseite einer Flugvorrichtung 1 gemäß einem Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung gezeigt. Die Flugvorrichtung 1 weist eine Rumpfstruktur 2 auf. Des Weiteren ist in Fig. 1 eine

longitudinale Zentrumsachse X abgebildet, die eine Symmetrieachse der Flugvorrichtung bildet.

Fig. 1 zeigt außerdem eine Tragflächenstruktur 3 mit zwei an der Rumpfstruktur angebrachten Tragflächenhälften 3.1 und 3.2. Die Tragflächenhälften 3.1 und 3.2 erstrecken sich symmetrisch zu der Zentrumsachse X mit einem Winkel von ca.  $65^\circ$  zwischen der Zentrumsachse X und der Tragflächenhälften. Insbesondere ist es denkbar, dass der Winkel einen anderen Wert im Bereich von  $25^\circ$  bis  $90^\circ$  annimmt. Orthogonal zu der Zentrumsachse ist eine Querachse Y eingezeichnet. Die Querachse Y verläuft durch den Schwerpunkt der Flugvorrichtung 1.

Jede der in Fig. 1 abgebildeten Tragflächenhälften 3.1 und 3.2 besitzt zwei unterschiedliche Bereiche, nämlich einen Spitzenbereich S und einen rumpfseitigen Hauptbereich H. Im abgebildeten Ausführungsbeispiel erstreckt sich der Spitzenbereich S der Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 von der Tragflächenspitze in Richtung des Rumpf-Tragflächenübergangs über ein Viertel der Gesamtlänge der Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2. An der hinteren Tragflächenkante der beiden Tragflächenhälften 3.1 und 3.2 sind im Spitzenbereich S sogenannte Elevons 9 angebracht, die eine Kombination aus Querruder und Höhenruder bilden.

Der in Fig. 1 abgebildete rumpfseitige Hauptbereich H der Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 erstreckt sich von dem Rumpf-Tragflächenübergang in Richtung der Tragflächenspitze über drei Viertel der Gesamtlänge der Tragflächenhälfte.

Die in Fig. 1 abgebildete Flugvorrichtung 1 weist außerdem einen Vorwärtsantrieb 4 auf, der hier als Propellerantrieb 4 ausgelegt ist. Andere Antriebsarten als Vorwärtsantrieb 4 sind denkbar. Der Vorwärtsantrieb 4 ist an der Nase der Rumpfstruktur 2 angebracht, so dass der Vorwärtsantrieb 4 eine Vorwärtskraft entlang der Zentrumsachse X erzeugen kann. Andere Positionen an der Rumpfstruktur 2 oder an der Flügelstruktur 3, an denen der Vorwärtsantrieb 4 oder mehrere Vorwärtsantriebe angebracht sind, sind nicht abgebildet aber möglich.

Die Flugvorrichtung 1 aus Fig. 1 besitzt insgesamt acht Hubantriebe 5, die symmetrisch zueinander bezüglich der Zentrumsachse X an der Unterseite der Tragflächenhälften 3.1 und 3.2 in einem Hauptbereich H angeordnet sind. Es sind

also vier Hubantriebe 5 jeder Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 zugeordnet. In einem Vorderkantenbereich VK, der sich entlang einer Vorderkante der jeweiligen Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 erstreckt, befinden sich jeweils drei der vier zugeordneten Hubantriebe 5 zueinander beabstandet. In einem Hinterkantenbereich HK der Tragflächenhälften, der sich entlang einer Hinterkante der jeweiligen Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 erstreckt, befindet sich in dem abgebildeten Ausführungsbeispiel jeweils ein Hubantrieb 5.

Die Hubantriebe 5 sind als Rotoren 6 ausgestaltet, die zwei Rotorblätter 8 aufweisen, die um  $180^\circ$  beabstandet sind. In dem abgebildeten Ausführungsbeispiel befinden sich die Hubrotoren 6 in der Vorzugsposition. Die Rotorblätter 8 der Hubrotoren 6 sind parallel zu der Zentrumsachse X ausgerichtet. Darüber hinaus sind die Rotorkreisflächen F in Fig. 1 abgebildet.

Fig. 2 zeigt eine schematische Frontansicht des in Fig. 1 abgebildeten Ausführungsbeispiels der erfindungsgemäßen Flugvorrichtung 1. In Fig. 2 wird die Rumpfstruktur 2 gezeigt, die kontinuierlich in die Tragflächenstruktur 3 übergeht. Die Tragflächenstruktur besitzt zwei Tragflächenhälften 3.1 und 3.2. Außerdem ist der Vorwärtsantrieb 4 an der Nase der Rumpfstruktur 2 gezeigt.

An den Tragflächenhälften 3.1 und 3.2 sind je die drei an den Vorderkantenbereich VK angebrachten Hubantriebe 5 von Vorne gezeigt. Die Hubantriebe 5 sind richtungsfest an den Tragflächenhälften 3.1 und 3.2 durch die Tragelemente 7 angebracht, so dass die Hubantriebe 5 beabstandet von der unteren Oberfläche O an den Tragflächenhälften 3.1 und 3.2 gehalten sind. Darüber hinaus sind in Fig. 2 die Rotorkreisflächen F der Hubantriebe schematisch dargestellt. Die Rotorkreisflächen F der äußeren vier Hubantriebe 5 verlaufen parallel zu der Zentrumsachse (nicht abgebildet) sowie parallel zu der Querachse Y. Die Rotorkreisflächen  $F_I$  der vier Hubantriebe 5 (aus perspektivischen Gründen sind lediglich zwei der Hubantriebe 5 abgebildet), die näher am Rumpf-Tragflächenübergang angeordnet sind, weisen einen Anstellwinkel von  $10^\circ$  zu der Querachse Y auf. Diese vier angestellten Hubantriebe 5 sind jeweils in Richtung der Rumpfstruktur 2 angestellt.

Fig. 3 zeigt eine Detailansicht eines Hubantriebs 5, der an einer Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 angebracht ist. Es ist ein Querschnitt der Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 gezeigt, an der ein Tragelement 7 in dem Vorderkantenbereich VK an der

Tragfläche befestigt ist. In dem Hinterkantenbereich HK ist in Fig. 3 kein Hubantrieb 5 gezeigt. Der Hubantrieb 5 ist an dem Tragelement 7 befestigt, wobei der Hubantrieb 5 einen Rotor 6 mit zwei Rotorblättern 8 abbildet. Der Rotor 6 ist in einer Vorzugsposition gezeigt.

Des Weiteren ist die Länge der Rotorblätter 8 in Fig. 3 gezeigt. Der Hubantrieb 5 ist von der unteren Oberfläche O der Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 um den Abstand d beabstandet. Der Abstand d ist der geringste Abstand zwischen der unteren Oberfläche O und dem Hubantrieb 5, wobei der Hubantrieb 5 wie oben beschrieben einen Rotor 6 mit zwei Rotorblättern 8 aufweist.

Fig. 4 zeigt ebenfalls eine Detailansicht eines Hubantriebs 5, der an einer Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 angebracht ist. In Fig. 4 ist ein Querschnitt der Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 gezeigt, an der ein Tragelement 7 in dem Hinterkantenbereich HK an der Tragfläche befestigt ist. In dem Vorderkantenbereich VK ist in Fig. 4 kein Hubantrieb 5 gezeigt. Der Hubantrieb 5 ist an dem Tragelement 7 befestigt, wobei der Hubantrieb 5 einen Rotor 6 mit zwei Rotorblättern 8 abbildet. Der Rotor 6 ist auch in Fig. 4 in einer Vorzugsposition gezeigt.

Weiterhin zeigt Fig. 4 die Länge der Rotorblätter 8. Der Hubantrieb 5 ist von der unteren Oberfläche O der Tragflächenhälfte 3.1 bzw. 3.2 um den Abstand d beabstandet, wobei der Abstand d der geringste Abstand zwischen der unteren Oberfläche O und dem Hubantrieb 5 ist.

#### Bezugszeichenliste

- |     |                          |
|-----|--------------------------|
| 1   | Flugvorrichtung          |
| 2   | Rumpfstruktur            |
| 3   | Flügelstruktur           |
| 3.1 | erste Tragflächenhälfte  |
| 3.2 | zweite Tragflächenhälfte |
| 4   | Vorwärtsantrieb          |
| 5   | Hubantriebe              |
| 6   | Rotor                    |
| 7   | Befestigungsstruktur     |

8	Rotorblatt
9	Höhen-, Querruder und/oder eine Kombination daraus (Elevon)
d	Abstand
F	Rotorkreisfläche
$F_I$	angestellte Rotorkreisfläche
H	rumpfseitiger Hauptbereich der Tragflächenhälften
HK	Hinterkantenbereich der Tragflächenhälften
I	Rotorblattlänge
O	unterer Oberflächenabschnitt der Tragflächenhälften
S	Spitzenbereich der Tragflächenhälften
VK	Vorderkantenbereich der Tragflächenhälften
X	longitudinale Zentrumsachse der Flugvorrichtung
Y	Querachse der Flugvorrichtung

**ANSPRÜCHE**

1. Flugvorrichtung (1) mit einer longitudinalen Zentrumsachse (X), aufweisend:
  - eine Rumpfstruktur (2), die dazu ausgebildet ist Personen und/oder Nutzlast aufzunehmen;
  - eine Tragflächenstruktur (3), die mindestens zwei an der Rumpfstruktur (2) angebrachte Tragflächenhälften (3.1, 3.2) mit einem rumpfseitigen Hauptbereich (H) und einem Spitzenbereich (S) besitzt;
  - mindestens einen Vorwärtsantrieb (4), der dazu ausgebildet ist, eine in Richtung der Zentrumsachse (X) wirkende Vorwärtskraft auf die Flugvorrichtung (1) zu erzeugen;
  - mindestens vier Hubantriebe (5), die dazu ausgebildet sind, eine in senkrechter Richtung zu der Zentrumsachse (X) wirkende Auftriebskraft auf die Flugvorrichtung (1) zu erzeugen;wobei die Hubantriebe (5) unterhalb der Tragflächenhälften (3.1, 3.2) in dem Hauptbereich (H) beabstandet zu der Oberfläche der Tragflächenhälften (3.1, 3.2) richtungsfest angebracht sind.
2. Flugvorrichtung (1) nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass der Vorwärtsantrieb (4) und die Hubantriebe (5) voneinander unabhängig angesteuert und/oder betrieben werden können.
3. Flugvorrichtung (1) nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Hubantriebe (5) jeweils einen Rotor (6) mit mindestens zwei Rotorblättern (8) aufweisen, wobei die Rotorblätter (8) des Rotors (6) im Betrieb über eine Rotorkreisfläche (F) drehen.
4. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass mehrere der Rotorkreisflächen (F) parallel zu der Zentrumsachse (X) und/oder parallel zu einer Querachse (Y) der Flugvorrichtung (1) ausgerichtet sind.

5. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass mehrere der Rotorkreisflächen (F) einen Anstellwinkel von bis zu  $15^\circ$ , insbesondere von bis zu  $10^\circ$ , vorzugsweise von bis zu  $5^\circ$  zu der Zentrumsachse (X) und/oder zu der Querachse (Y) aufweisen.
6. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Rotorkreisflächen (F) zumindest teilweise, insbesondere hälftig oder mehr, von den Tragflächenhälften und/oder von der Rumpfstruktur (2) überdeckt sind.
7. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass Tragelemente (7) an einem unteren Oberflächenbereich (O) der Tragflächenhälften (3.1, 3.2) angeordnet sind, an denen die Hubantriebe (5) in einen Abstand (d) zu der unteren Oberfläche der Tragflächenhälften (3.1, 3.2) beabstandet befestigbar sind.
8. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass der Abstand (d) mindestens einen Faktor von 0,1 oder größer, insbesondere einen Faktor von 0,20 oder größer, vorzugsweise genau einen Faktor von 0,25 einer Länge (l) der Rotorblätter (8) entspricht.
9. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Hubantriebe (5) eine Arretierungsvorrichtung aufweisen, durch die die Rotorblätter (8) der Rotoren (6) in einer Vorzugsposition arretiert werden können, wenn die Hubantriebe (5) nicht betrieben werden.
10. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, insbesondere nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, dass die Hubantriebe (5) angesteuert werden, so dass die Hubantriebe (5) die Vorzugsposition beibehalten, wenn die Hubantriebe (5) nicht betrieben werden.

11. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass sich die Rotorblätter (8) in der Vorzugsposition parallel zu der Zentrumsachse (X) erstrecken, wenn der Rotor (6) zwei Rotorblätter (8) aufweist.
12. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Hubantriebe (5) durch elektrische Motoren angetrieben werden.
13. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, insbesondere nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, dass die Hubantriebe (5) durch wiederaufladbare Batterien dezentral versorgt werden, wobei die jeweiligen wiederaufladbare Batterie in einem Hubantriebgehäuse des jeweiligen Hubantriebs (5) und/oder in dem jeweiligen Tragelement (7) untergebracht ist.
14. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass mehrere, insbesondere zwei, vorzugsweise drei Hubantriebe (5) in einem Vorderkantenbereich (VK) unter jeder Tragflächenhälfte (3.1, 3.2) symmetrisch zueinander angeordnet sind und mindestens ein Hubantrieb (5) in einem Hinterkantenbereich (HK) unter jeder Tragflächenhälfte (3.1, 3.2) symmetrisch zueinander angeordnet ist.
15. Flugvorrichtung (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass ein Übergang zwischen der Rumpfstruktur (2) und der Tragflächenstruktur (3) kontinuierlich geformt ist.
16. Verfahren zum Stabilisieren der Flugvorrichtung (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 14, dadurch gekennzeichnet, dass die Hubantriebe (5), vorzugsweise automatisch angesteuert werden, wenn sich die Flugvorrichtung (1) in einer unkontrollierten Flugsituation befindet, so dass eine kontrollierte Flugsituation erreicht wird.

17. Verfahren zum Starten der Flugvorrichtung (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 15, die folgenden Schritte umfassend:
  - einen Startschritt, in dem die Hubantriebe (5) angesteuert werden, so dass die Flugvorrichtung (1) senkrecht steigt, bis eine vorbestimmte Flughöhe überschritten wird, und
  - einen Übergangsschritt, in dem der Vorwärtsantrieb (4) betrieben wird, so dass eine in Richtung der Zentrumsachse (X) wirkende Vorwärtskraft auf die Flugvorrichtung (1) erzeugen wird und die Flugvorrichtung (1) beschleunigt wird, wobei die Hubantriebe (5) gestoppt und in eine Vorzugsposition gebracht werden sobald eine vorbestimmte Fluggeschwindigkeit überschritten wird.
  
18. Verfahren zum Starten der Flugvorrichtung (1) nach Anspruch 17, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, dass während des Startschritts eine Windrichtung erfasst wird und die Hubantriebe (5) derart angesteuert werden, dass die Flugvorrichtung (1) automatisch anhand der erfassten Windrichtung ausgerichtet wird, wobei der Vorwärtsantriebe (5) angesteuert wird, so dass die Flugvorrichtung (1) eine aktuelle Position entlang der Zentrumsachse (X) beibehält.
  
19. Verfahren zum Starten der Flugvorrichtung (1) nach Anspruch 17 oder 18, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, dass während des Übergangsschritts und/oder nach dem Übergangsschritt die Flugvorrichtung (1) durch ein Seitenruder, Höhenruder, Querruder und/oder einer Kombination aus Höhen- und Querruder (9) gesteuert wird.
  
20. Verfahren zum Landen der Flugvorrichtung (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 15, die folgenden Schritte umfassend:
  - einen Übergangsschritt, in dem der Vorwärtsantrieb (4) betrieben wird, so dass eine in Richtung der Zentrumsachse (X) entgegen einer bisherigen Flugrichtung wirkende Vorwärtskraft auf die Flugvorrichtung (1) erzeugen wird und die Flugvorrichtung (1) abgebremst wird,

wobei die Hubantriebe (5) angesteuert werden sobald eine vorbestimmte Fluggeschwindigkeit unterschritten wird,

- in einem Landesritt die Hubantriebe (5) angesteuert werden, so dass die Flugvorrichtung (1) senkrecht sinkt bis die Flugvorrichtung (1) gelandet ist.

21. Verfahren zum Landen der Flugvorrichtung (1) nach Anspruch 20, dadurch gekennzeichnet, dass im Landesritt eine Windrichtung erfasst wird und die Hubantriebe (5) derart angesteuert werden, dass die Flugvorrichtung (1) automatisch anhand der erfassten Windrichtung ausgerichtet wird, wobei der Vorwärtsantrieb (5) angesteuert wird, so dass die Flugvorrichtung (1) eine aktuelle Position entlang der Zentrumsachse (X) beibehält.
22. Verfahren zum Landen der Flugvorrichtung (1) nach Anspruch 20 oder 21, dadurch gekennzeichnet, dass während des Übergangsschritts und/oder vor dem Übergangsschritt die Flugvorrichtung (1) durch ein Seitenruder, Höhenruder, Querruder und/oder einer Kombination aus Höhen- und Querruder (9) gesteuert wird.

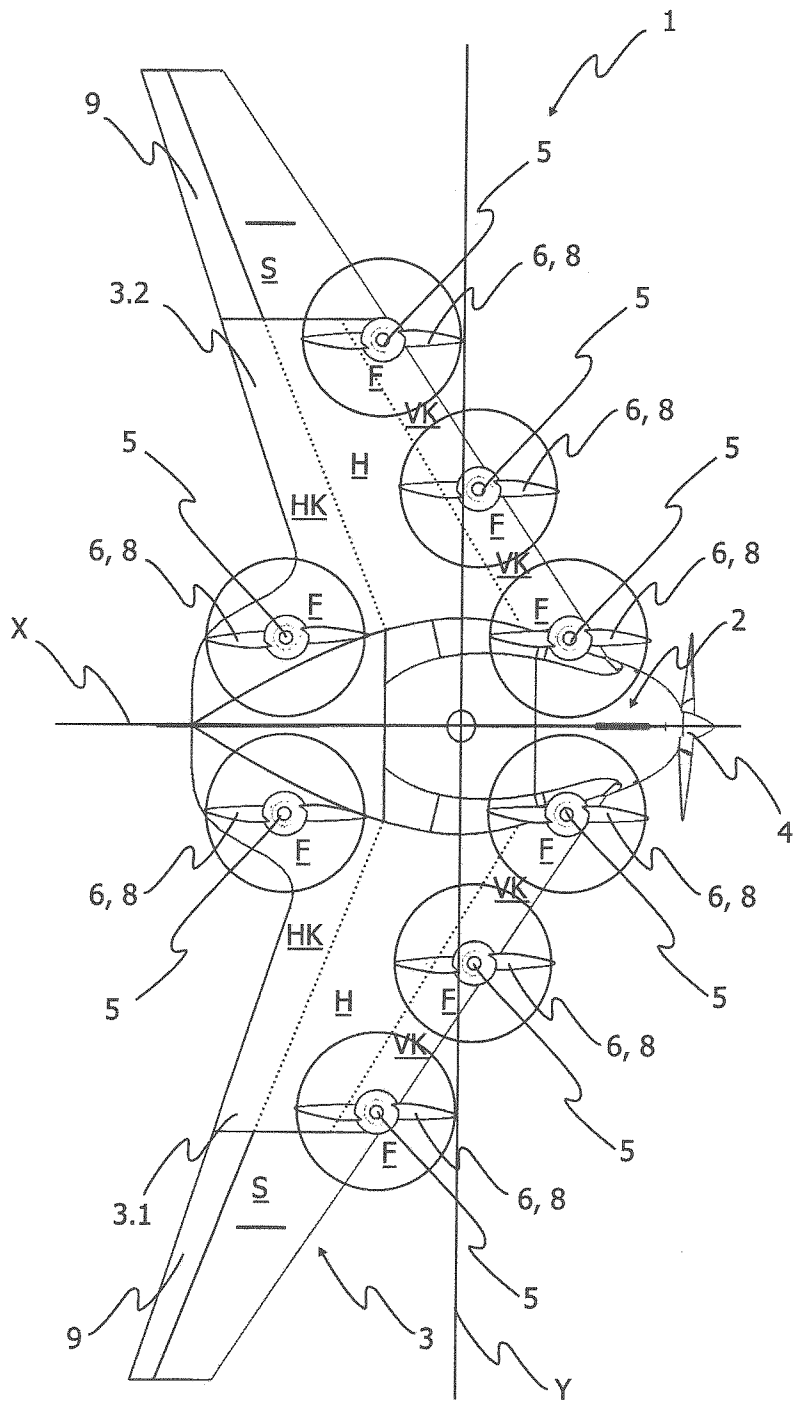


Fig. 1

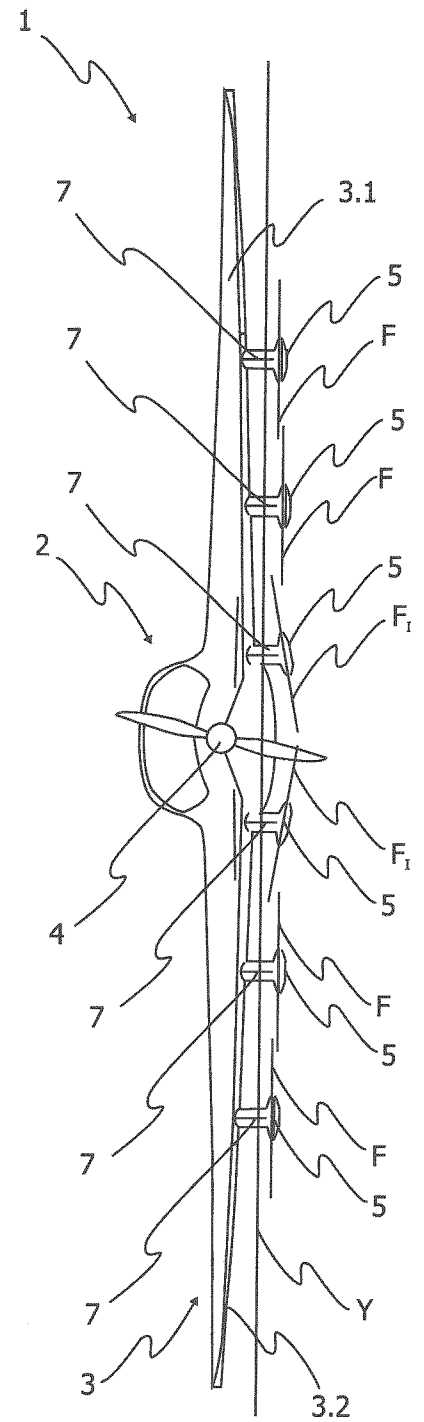


Fig. 2

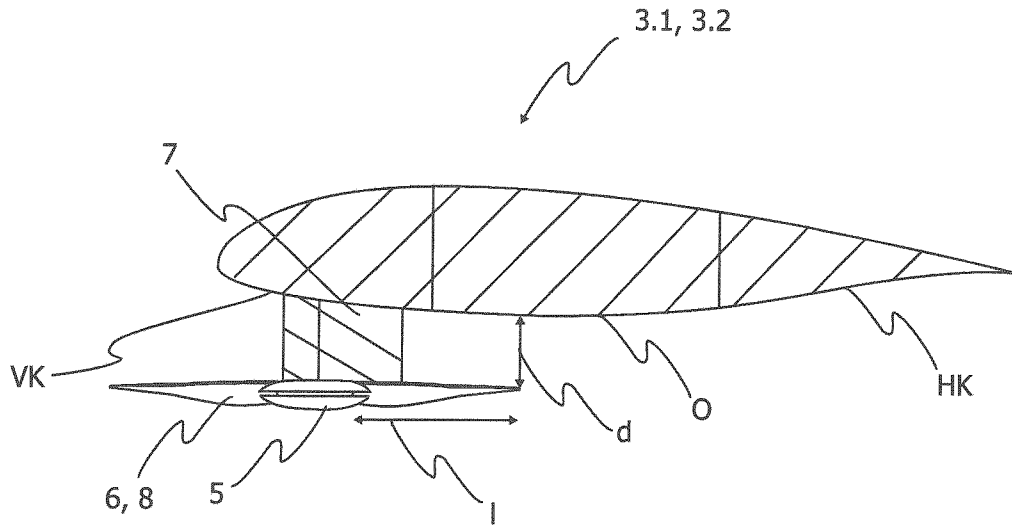


Fig. 3

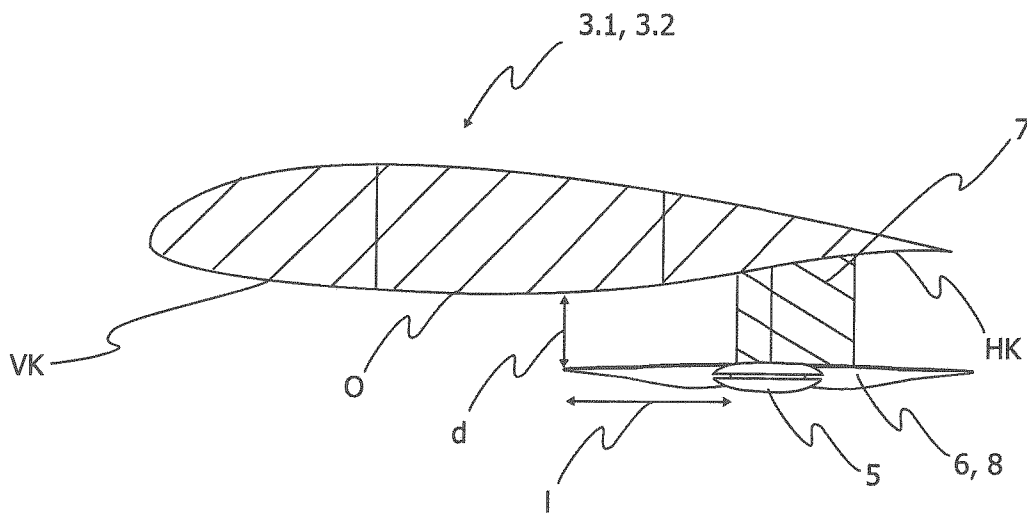


Fig. 4

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

**PCT/EP2020/057609**

<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b> <b>B64C 29/00(2006.01)</b>		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
<b>B. FIELDS SEARCHED</b>		
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, WPI Data		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y	US 1652554 A (JOHN BOLGIANO) 13 December 1927 (1927-12-13) page 3, line 126 - page 4, line 46; figures 1-4	1-7 8-22
Y A	US 3260476 A (JAMES HARRY A) 12 July 1966 (1966-07-12) column 1, lines 28-39 column 1, line 69 - column 2, line 34 column 3, lines 7-28 column 3, lines 55-60; figures 1-5	8-22 1-7
Y A	WO 2015157114 A1 (SADA-SALINAS JAIME G [US]; ARELLANO-ESCARPITA DAVID ALEJANDRO [MX]) 15 October 2015 (2015-10-15) paragraphs [0018] - [0020], [0037]; figures 1,2a	12,13 1-11
Y A	KR 101932929 B1 (THE MOST [KR]) 27 December 2018 (2018-12-27) paragraphs [0063] - [0068]; figures 1-5a	15 1-14
Y A	US 9898033 B1 (LONG GEOFFREY ALAN [US]) 20 February 2018 (2018-02-20) column 5, lines 37-47; figures 1,2	16 1-15
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> See patent family annex.		
<p>* Special categories of cited documents:</p> <p>“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date</p> <p>“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)</p> <p>“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p> <p>“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</p> <p>“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</p> <p>“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</p> <p>“&amp;” document member of the same patent family</p>		
Date of the actual completion of the international search <b>04 June 2020</b>		Date of mailing of the international search report <b>24 June 2020</b>
Name and mailing address of the ISA/EP <b>European Patent Office p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk Netherlands</b> Telephone No. (+31-70)340-2040 Facsimile No. (+31-70)340-3016		Authorized officer <b>Busto, Mario</b> Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

**PCT/EP2020/057609**

<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	WO 2006103774 A1 (ISHIKAWA RIKIYA [JP]) 05 October 2006 (2006-10-05)	18,21
A	paragraph [0117]; figure 8B	1-17
A	US 1930199 A (HANSON JOHN E) 10 October 1933 (1933-10-10)	1-22
	page 1, line 84 - page 2, line 19; figures 1-3	

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**  
**Information on patent family members**

International application No.

**PCT/EP2020/057609**

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)	Publication date (day/month/year)
US	1652554	A	13 December 1927	NONE	
US	3260476	A	12 July 1966	NONE	
WO	2015157114	A1	15 October 2015	US 2016297520 A1 WO 2015157114 A1	13 October 2016 15 October 2015
KR	101932929	B1	27 December 2018	NONE	
US	9898033	B1	20 February 2018	CN 110121691 A EP 3552083 A1 US 9898033 B1 US 2018181161 A1 WO 2018106384 A1	13 August 2019 16 October 2019 20 February 2018 28 June 2018 14 June 2018
WO	2006103774	A1	05 October 2006	JP WO2006103774 A1 US 2008169375 A1 WO 2006103774 A1	04 September 2008 17 July 2008 05 October 2006
US	1930199	A	10 October 1933	NONE	

A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDES  
 INV. B64C29/00  
 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, WPI Data

C. ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
X	US 1 652 554 A (JOHN BOLGIANO) 13. Dezember 1927 (1927-12-13)	1-7
Y	Seite 3, Zeile 126 - Seite 4, Zeile 46; Abbildungen 1-4	8-22
Y	----- US 3 260 476 A (JAMES HARRY A) 12. Juli 1966 (1966-07-12)	8-22
A	Spalte 1, Zeilen 28-39 Spalte 1, Zeile 69 - Spalte 2, Zeile 34 Spalte 3, Zeilen 7-28 Spalte 3, Zeilen 55-60; Abbildungen 1-5	1-7
Y	----- WO 2015/157114 A1 (SADA-SALINAS JAIME G [US]; ARELLANO-ESCAPITA DAVID ALEJANDRO [MX]) 15. Oktober 2015 (2015-10-15)	12,13
A	Absätze [0018] - [0020], [0037]; Abbildungen 1,2a	1-11
	----- -/--	

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

4. Juni 2020

Absenddatum des internationalen Recherchenberichts

24/06/2020

Name 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

Busto, Mario

C. (Fortsetzung) ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN		
Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
Y	KR 101 932 929 B1 (THE MOST [KR]) 27. Dezember 2018 (2018-12-27)	15
A	Absätze [0063] - [0068]; Abbildungen 1-5a -----	1-14
Y	US 9 898 033 B1 (LONG GEOFFREY ALAN [US]) 20. Februar 2018 (2018-02-20)	16
A	Spalte 5, Zeilen 37-47; Abbildungen 1,2 -----	1-15
Y	WO 2006/103774 A1 (ISHIKAWA RIKIYA [JP]) 5. Oktober 2006 (2006-10-05)	18,21
A	Absatz [0117]; Abbildung 8B -----	1-17
A	US 1 930 199 A (HANSON JOHN E) 10. Oktober 1933 (1933-10-10) Seite 1, Zeile 84 - Seite 2, Zeile 19; Abbildungen 1-3 -----	1-22

**INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT**

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2020/057609

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
US 1652554	A	13-12-1927	KEINE
US 3260476	A	12-07-1966	KEINE
WO 2015157114	A1	15-10-2015	US 2016297520 A1 13-10-2016 WO 2015157114 A1 15-10-2015
KR 101932929	B1	27-12-2018	KEINE
US 9898033	B1	20-02-2018	CN 110121691 A 13-08-2019 EP 3552083 A1 16-10-2019 US 9898033 B1 20-02-2018 US 2018181161 A1 28-06-2018 WO 2018106384 A1 14-06-2018
WO 2006103774	A1	05-10-2006	JP W02006103774 A1 04-09-2008 US 2008169375 A1 17-07-2008 WO 2006103774 A1 05-10-2006
US 1930199	A	10-10-1933	KEINE