

(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  
04. April 2019 (04.04.2019)



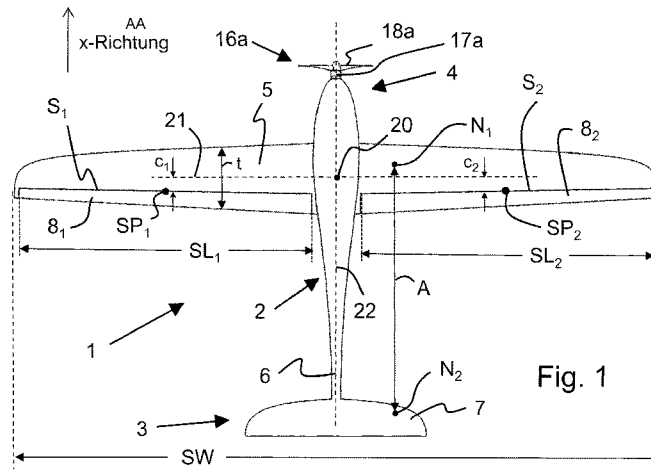
(10) Internationale Veröffentlichungsnummer  
**WO 2019/063600 A1**

- |   |  |
|---|--|
| <p>(51) Internationale Patentklassifikation:<br/>B64C 9/04 (2006.01) B64C 5/08 (2006.01)<br/>B64C 5/02 (2006.01)</p> <p>(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/EP2018/076096</p> <p>(22) Internationales Anmeldedatum:<br/>26. September 2018 (26.09.2018)</p> <p>(25) Einreichungssprache: Deutsch</p> <p>(26) Veröffentlichungssprache: Deutsch</p> <p>(30) Angaben zur Priorität:<br/>10 2017 122 359.2<br/>26. September 2017 (26.09.2017) DE</p> | <p>(72) Erfinder; und<br/>(71) Anmelder: SCHREIBER, Paul [DE/DE]; Papenhauser Strasse 43, 32108 Bad Salzuflen (DE).</p> <p>(74) Anwalt: SCHLIEF, Thomas; Friedrich-Ebert-Strasse 84, 85055 Ingolstadt (DE).</p> <p>(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, 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, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.</p> |
|---|--|

(54) Title: AIRCRAFT IN KITE CONFIGURATION

(54) Bezeichnung: LUFTFAHRZEUG IN DRACHENKONFIGURATION

$$c_{mittel} = \frac{\sum_i (c_i \cdot SL_i)}{\sum_i SL_i} \quad (I)$$



(I) coverage  
AA x-direction

(57) Abstract: The invention relates to an aircraft (1) in kite configuration, with a fuselage (2), an aerofoil (5), a horizontal stabiliser (7), which is distanced from the aerofoil (5) via a tail assembly (6), is arranged in the region of the tail (3) of the aircraft (1) and is optionally formed together with a vertical stabiliser, the aerofoil (5) having a wingspan (SW) that is at least twice as great as the horizontal stabiliser (7), and one or more controllable rudder flaps (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) being articulated on the rear edge of the aerofoil (5) on each side of the fuselage (2) in each case along a hinge line (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>), and with at least one drive (16a; 11, 16) for driving the aircraft (1). The invention is distinguished in that at least one of



WO 2019/063600 A1

**(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)

said rudder flaps (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) on each side of the fuselage (2) is formed as an elevon, which performs the function both of transverse rudder and vertical rudder, the geometries of the aircraft (1) being designed in such a way that the quotient  $c_{\text{average}}/t$  is greater than -0.25,  $t$  being the average depth of the aerofoil (5) and the following being true for  $c_{\text{average}}$ : formula (I), in which  $c_i$  is the distance, measured in the x-direction of the aircraft (1), from the centre of mass (20) of the aircraft (1) to the hinge line centrepoints (SP<sub>1</sub>, SP<sub>2</sub>; SP<sub>1</sub>, SP<sub>2</sub>, SP<sub>3</sub>, SP<sub>4</sub>) of the hinge line (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) of each of said controllable rudder flaps (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>), and SL<sub>*i*</sub> is the hinge line length (SL<sub>1</sub>, SL<sub>2</sub>; SL<sub>1</sub>, SL<sub>2</sub>, SL<sub>3</sub>, SL<sub>4</sub>) of the hinge line (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) associated with the rudder flaps (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>).

**(57) Zusammenfassung:** Die Erfindung betrifft ein Luftfahrzeug (1) in Drachenkonfiguration, mit einem Rumpf (2), einem Tragflügel (5), einem über einen Leitwerksträger (6) vom Tragflügel (5) beabstandeten, im Bereich des Hecks (3) des Luftfahrzeugs (1) angeordneten Höhenleitwerk (7), welches ggf. zusammen mit einem Seitenleitwerk ausgebildet ist, wobei der Tragflügel (5) eine zumindest doppelt so große Spannweite (SW) aufweist wie das Höhenleitwerk (7), und wobei eine oder mehrere ansteuerbare Ruderklappen (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) auf jeder Seite des Rumpfes (2) entlang je einer Scharnierlinie (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) an der Hinterkante des Tragflügels (5) angelenkt sind, sowie mit mindestens einem Antrieb (16a; 11, 16) zum Antreiben des Luftfahrzeugs (1). Die Erfindung zeichnet sich dadurch aus, dass zumindest jeweils eine der besagten Ruderklappen (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) auf jeder Seite des Rumpfes (2) als Elevon ausgebildet ist, welche sowohl die Funktion von Querruder als auch Höhenruder übernimmt, wobei die Geometrien des Luftfahrzeugs (1) derart ausgelegt sind, dass der Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  größer als -0,25 ist, wobei  $t$  die mittlere Tiefe des Tragflügels (5) ist und für  $c_{\text{mittel}}$  gilt: Formula (I), wobei  $c_i$  der in x-Richtung des Luftfahrzeugs (1) gemessene Abstand vom Massenschwerpunkt (20) des Luftfahrzeugs (1) zum jeweiligen Scharnierlinienmittelpunkt (SP<sub>1</sub>, SP<sub>2</sub>; SP<sub>1</sub>, SP<sub>2</sub>, SP<sub>3</sub>, SP<sub>4</sub>) der Scharnierlinie (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) jeder der besagten ansteuerbaren Ruderklappen (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) und SL<sub>*i*</sub> die Scharnierlinienlänge (SL<sub>1</sub>, SL<sub>2</sub>; SL<sub>1</sub>, SL<sub>2</sub>, SL<sub>3</sub>, SL<sub>4</sub>) der zu der jeweiligen Ruderklappe (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) zugehörigen Scharnierlinie (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) ist.

### Luftfahrzeug in Drachenkonfiguration

Die Erfindung betrifft ein Luftfahrzeug in Drachenkonfiguration nach dem Oberbegriff der unabhängigen Ansprüche.

5

Die Drachenkonfiguration ist die allgemein in der Luftfahrt verwendete Konfiguration. Größere Passagierflugzeuge, kleinere Propellerflugzeuge, Segelflieger etc. werden in dieser Konfiguration gebaut. In aller Regel weisen diese Luftfahrzeuge ein Seitenruder am Seitenleitwerk zum Drehen des Luftfahrzeugs um die Hochachse, Höhenruder am mit dem Seitenleitwerk gekoppelten Höhenleitwerk zum Drehen des Luftfahrzeugs um die Querachse, und Querruder am Tragflügel auf, das zum Drehen des Luftfahrzeugs um die Längsachse vorgesehen ist. Für bestimmte Flugmanöver werden mehrere der Ruder gleichzeitig oder kurz nacheinander betätigt. Beim Kurvenflug ohne Höhenverlust wird bei vielen Luftfahrzeugen in Drachenkonfiguration beispielsweise zuerst mit dem Querruder eine Neigung um die Längsachse aufgebaut. Anschließend wird unter Beibehaltung der Neigung das Höhenruder so stark betätigt, dass kein Höhenverlust auftritt. Das Seitenruder kann zum Ein- und Ausleiten des Kurvenflugs ebenfalls betätigt werden.

20

Es hat in der Vergangenheit immer wieder Bestrebungen gegeben, alternative Steuerkonzepte bei Luftfahrzeugen, die in Drachenkonfiguration gebaut sind, zu realisieren. Bisher sind aber keine Konzepte bekannt geworden, die sich insbesondere bei der beschriebenen 3-Achsen-Steuerung als erfolgreich erwiesen haben.

25

Es ist Aufgabe der vorliegenden Erfindung, ein Luftfahrzeug in Drachenkonfiguration, bei dem die Spannweite des Tragflügels mindestens doppelt so groß ist wie die Spannweite des Höhenleitwerks, mit einem neuartigen Steuerkonzept

zur Verfügung zu stellen, das insgesamt weniger baulichen Aufwand benötigt, ohne dass die Flugleistung leidet.

Diese Aufgabe wird erfindungsgemäß durch die Merkmale der unabhängigen Ansprüche gelöst. Entsprechend der Erfindung gemäß Anspruch 1 sind zumindest einige der Ruderklappen an der Hinterkante der Tragflächen als Elevons ausgebildet, welche sowohl die Funktion von einem Querruder als auch von einem Höhenruder übernehmen. Hierbei ist zumindest eine Ruderklappe auf jeder Seite des Rumpfes als derartiges Elevon ausgebildet. Zusätzlich können eine oder mehrere ansteuerbare Ruderklappen an der Hinterkante des Tragflügels vorgesehen sein, welche ausschließlich die Funktion eines Höhenruders ausüben, um den Anstellwinkel zu kontrollieren. Auch ist es möglich, dass auf jeder Seite des Rumpfes ein oder mehrere als Elevons ausgebildete ansteuerbare Ruderklappen am Tragflügel vorgesehen sind, während nur auf einer Seite des Tragflügels eine als Höhenruder ausgebildete ansteuerbare Ruderklappe angeordnet ist. Allgemein ausgedrückt ist es nicht notwendig, dass die Elevons und auch die reinen Höhenruder in jeweils gleicher Anzahl und/oder symmetrisch zu beiden Seiten des Rumpfes angeordnet sind.

Gemäß der Erfindung ist der Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  größer als  $-0,25$ , wobei bei  $t$  die mittlere Tiefe des Tragflügels (5) ist und für  $c_{\text{mittel}}$  gilt:

$$c_{\text{mittel}} = \frac{\sum_i (c_i \cdot SL_i)}{\sum_i SL_i}$$

Hierbei ist  $c_i$  der in x-Richtung des Luftfahrzeugs gemessene Abstand vom Massenschwerpunkt des Luftfahrzeugs zum jeweiligen Scharnierlinienmittelpunkt der Scharnierlinie jeder der besagten ansteuerbaren Ruderklappen am Tragflügel und  $SL_i$  die Länge der zu der jeweiligen Ruderklappe zugehörigen

Scharnierlinie. Der Massenschwerpunkt liegt hierbei im Nullpunkt des Koordinatensystems. Wie in der Fachwelt üblicherweise vereinbart, sind ausgehend von diesem Massenschwerpunkt die x-Werte in Richtung der Nase des Luftfahrzeugs positiv und in Richtung des Hecks negativ. In der oben genannten Formel  
5 werden sowohl die als Elevons ausgebildeten ansteuerbaren Ruderklappen als auch die als reine Höhenruder ausgebildeten ansteuerbaren Ruderklappen berücksichtigt.

Außerdem wird die Aufgabe durch die Merkmale des Anspruchs 3 gelöst. Bei  
10 dieser Ausführung der Erfindung sind nur auf einer Seite des Rumpfs ein oder mehrere der ansteuerbaren Ruderklappen am Tragflügel als Elevons ausgeführt, während auf der anderen Seite des Rumpfes ein oder mehrere der ansteuerbaren Ruderklappen als reine Höhenruder ausgebildet sind bzw. als solche angesteuert werden. Es ist auch möglich, dass auf der Seite des oder der  
15 Elevons noch ein oder mehrere reine Höhenruder vorgesehen sind. Bei all diesen Fällen gilt ebenfalls oben genannte Formel, in welche ebenfalls alle ansteuerbaren Ruderklappen einfließen, unabhängig von ihrer Ausführung als Elevon oder reines Höhenruder.

20 Eine Ausführungsform gemäß Anspruch 3 ist also beispielsweise, dass an der linken Tragflügelhälfte eine als Elevon ausgebildete ansteuerbare Ruderklappe vorhanden ist und an der rechten Tragflügelhälfte ein als reines Höhenruder dienende ansteuerbare Ruderklappe. Auch bei einer solchen Ruderklappenkonstellation lassen sich stabile und gut steuerbare Flugzustände erreichen.

25 Bei den erfindungsgemäßen Luftfahrzeugen ist es möglich, auf ein Höhenruder am Höhenleitwerk zu verzichten. Diese Ausgestaltung ohne Höhenruder am Höhenleitwerk ist eine besonders bevorzugte Ausführung gemäß der Erfindung. Somit kann auf entsprechende Steuerelemente, ggf. aerodynamisch ungünstige  
30 Anlenkungen, Antriebe bzw. Aktoren etc. verzichtet werden, wodurch nicht zu-

letzt auch Gewicht eingespart wird. Weiter kann beispielsweise der Ausfall eines Antriebs für eine oder mehrere Ruderklappen am Tragflügel oder ein sonstiger Ausfall von einer oder mehreren Ruderklappen leichter kompensiert werden als der Ausfall eines Höhenruders am Höhenleitwerk.

5

Die mittlere Tiefe  $t$  des Tragflügels ist hierbei, wie aus dem Stand der Technik bekannt, definiert als der Quotient der Tragflügelfläche geteilt durch die Spannweite des Tragflügels. Hierbei wird der Rumpfabschnitt, der zwischen den zwei Tragflügelflächenhälften angeordnet ist, dergestalt bei der Berechnung der Tragflügelfläche berücksichtigt, dass jede Tragflügelhälfte sowohl an der Nasenseite als auch an der Hinterkantenseite (Endleiste) bis zur Längsachse des Luftfahrzeugs verlängert wird und die somit eingeschlossene Fläche im Bereich des besagten Rumpfabschnitts zu der in die besagte mittlere Tiefe  $t$  einfließenden Tragflügelfläche hinzuaddiert wird.

15

Elevons sind prinzipiell bekannt, sie stellen eine Kombination aus Höhenruder und Querruder dar. Aus dieser Kombination ergibt sich der Begriff „Elevon“, der ein Kofferwort aus den englischen Begriffen „elevator“ (Höhenruder) und „aileron“ (Querruder) ist. Elevons werden bei Deltaflüglern und Nurflüglern, die beide keine Drachenkonfiguration aufweisen, eingesetzt. Bisher ist es jedoch noch nicht gelungen, Elevons bei Luftfahrzeugen in Drachenkonfiguration zu realisieren. Dies ist erstmals im Rahmen dieser Erfindung mittels der Merkmale des Anspruchs 1 gelungen.

25

Die ansteuerbaren Ruderklappen am Tragflügel, unabhängig von ihrer Ausbildung als Elevon oder reines Höhenruder, fungieren bei einem Ausschlag in positiver oder negativer Richtung gleichzeitig auch als Wölbklappen, welche bei ihrer Betätigung das Tragflügelprofil hinsichtlich seines Widerstands und seines Auftriebs verändern. Beim Betätigen der ansteuerbaren Ruderklappen nach unten (positiver Winkelausschlag) wird nicht nur das Profil für größere Anstellwin-

30

kel optimiert, sondern das Flugzeug wird automatisch in einen erhöhten Anstellwinkel getrimmt. Idealerweise wird genau in den erhöhten Anstellwinkel getrimmt, für den das Profil optimiert ist.

- 5 Es ist ein Grundgedanke der Erfindung, dass der Massenschwerpunkt des Luftfahrzeugs (in Flugrichtung, unabhängig von der Zuladung) und die Scharnierlinienmittelpunkte, die im Wesentlichen den Klappendrehpunkten gleichen, in x-Richtung relativ nahe beieinander liegen. Auf diese Weise greift die resultierende zusätzliche Auftriebskraft, die durch positive Auslenkung, d.h. Auslenkung nach unten, der angesteuerten Ruderklappen entsteht, sehr nahe an diesen Scharnierlinienmittelpunkten bzw. Klappendrehpunkten an. Wenn der besagte Abstand und damit der besagte Quotient hingegen größer gewählt wird, kann eine Variation anderer Parameter, beispielsweise der Leitwerkshebelarm, die Größe des Höhenleitwerks, das Stabilitätsmaß, etc. dies nicht kompensieren und eine Flugtauglichkeit ist nicht mehr gegeben.
- 10
- 15

- Bevorzugt ist der besagte Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  größer als -0,2, gemäß bestimmter Ausführungsformen auch größer als -0,15 oder sogar größer als -0,1. Andererseits ist der besagte Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  vorzugsweise kleiner als 0,2, bevorzugt kleiner als 0,1. Eine besonders bevorzugte Ausführungsform zeichnet sich dadurch aus, dass der besagte Quotient kleiner als 0 ist. Mit kleiner werdendem gemittelten Abstand  $c_{\text{mittel}}$  bei gleichbleibender mittlerer Tiefe  $t$  des Tragflügels wird der Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  immer kleiner, d.h. der Massenschwerpunkt rückt, in x-Richtung gesehen, immer näher – zumindest im Mittel gesehen – an eine theoretische gemeinsame Scharnierlinie der ansteuerbaren Ruderklappen.
- 20
- 25

- Wie oben ausgeführt, gilt die Berechnungsformel sowohl für den Fall, dass am Tragflügel auf jeder Rumpfsseite ausschließlich – ein oder mehrere – als Elevons ausgebildete ansteuerbare Ruderklappen vorgesehen sind, oder ob zusätzlich ein oder mehrere weitere ansteuerbare Ruderklappen als reine Höhenrunder an
- 30

der Hinterkante des Tragflügels angelenkt sind. Auch gilt die o.g. Formel für den Fall des Anspruchs 3, nämlich dass ein oder mehrere Elevons auf nur einer Seite des Rumpfes und ein oder mehrere Höhenruder auf der anderen Seite des Rumpfes vorgesehen sind. Jede dieser Ruderklappen wird mit ihrem Scharnierlinienmittelpunkt, ihrer Scharnierlinienlänge und dem Abstand dieses Scharnierlinienmittelpunkts zum Massenschwerpunkt des Luftfahrzeugs (in x-Richtung des Luftfahrzeugs gesehen) in der Formel berücksichtigt.

Es hat sich in bestimmten Fällen als vorteilhaft erwiesen, wenn im Falle von mehreren nebeneinander angeordneten Elevons auf jeder Seite des Rumpfes die jeweils inneren Elevons bei Flugmanövern derart angesteuert werden können, dass sie bei einem positiven Höhenruderausschlag mehr ausschlagen als die jeweils äußeren. Der Vorteil dieser Ansteuerung liegt darin, dass die innere Flügelsektion dann früher zum Auftriebsversagen gezwungen wird als die äußere, und somit das Luftfahrzeug bei zu langsamen Fluggeschwindigkeiten selbstständig den Anstellwinkel reduziert, ohne dass es zu einem Abkippen über eine Flügelhälfte kommt. Dieses Flugverhalten wird von Piloten oft als besonders angenehm und sicher empfunden.

Auch haben sich Konstruktionen als sehr flugtauglich erwiesen, bei denen je eine äußere ansteuerbare Ruderklappe als Elevon und je eine innere ansteuerbare Ruderklappe als ausschließliches Höhenruder ausgebildet ist. Die inneren Ruderklappen werden dann stets gleichsinnig ausgelenkt, während die äußeren Ruderklappen wahlweise ebenfalls gleichsinnig ausgelenkt werden können (und dann auch als – zusätzliche – Höhenruder dienen) oder gegensinnig zur Drehung um die Längsachse des Luftfahrzeugs (Querruderfunktion). Auch die umgekehrte Konstruktion (innere Ruderklappen sind Elevons, äußere Ruderklappen dienen ausschließlich als Höhenruder) ist möglich. Andere generell vergleichbare Konstruktionen, wie beispielsweise zwei äußere und zwei mittlere Elevons und zwei innere ausschließliche Höhenruder am Tragflügel, sind eben-



falls ohne weiteres möglich. Allgemein ausgedrückt ist es bei bestimmten Ausführungsformen bevorzugt, dass einige der ansteuerbaren Ruderklappen am Tragflügel als Elevons ausgebildet sind, während die übrigen ansteuerbaren Ruderklappen als reine Höhenruder ausgebildet sind bzw. als reine Höhenruder angesteuert werden bzw. als reine Höhenruder dienen.

Beim erfindungsgemäßen Luftfahrzeug liegt vorteilhafterweise die arithmetisch ermittelte mittlere Wölbung der Profile des Tragflügels im Geradeausflug zwischen 1% und 4,5%, vorzugsweise zwischen 2% und 4%, besonders bevorzugt zwischen 2,5% bis 3,5%. Eine solche mittlere Wölbung hat sich beispielsweise bei dem in den nachfolgenden Figuren dargestellten Luftfahrzeug als sehr guter Kompromiss zwischen Leistung und Steuerbarkeit erwiesen.

Es hat sich als vorteilhaft – insbesondere für ein Luftfahrzeug entsprechend der nachfolgenden Figuren – erwiesen, wenn der Auftriebsbeiwert im Geradeausflug oberhalb von 0,5 liegt, beispielsweise oberhalb von 0,6 oder 0,9, und/oder dass der Auftriebsbeiwert im Geradeausflug unterhalb von 2 liegt, beispielsweise unterhalb von 1,5, vorzugsweise unterhalb von 1,2.

Des Weiteren beträgt die Flächenbelastung des Tragflügels vorzugsweise mehr als  $100 \text{ g/dm}^2$ . Auch schwere Lasten sind demnach mittels des Luftfahrzeugs transportierbar. Insbesondere lassen sich aber auch höhere Fluggeschwindigkeiten mittels einer derart hohen Flächenbelastung erreichen.

Die maximale Gleitzahl des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs beträgt mehr als 10, vorzugsweise mehr als 15.

Besonders bevorzugt ist eine Regelung in Form eines Autopiloten vorgesehen, wobei als zumindest eine Regelungsgröße die Querachse des Luftfahrzeugs

herangezogen wird. Hierbei wird die Lage des Flugzeugs um die Querachse geregelt.

Es hat sich als besonders vorteilhaft gezeigt, wenn die arithmetisch ermittelte  
5 mittlere Klappentiefe der ansteuerbaren Ruderklappen größer als 25%, vor-  
zugsweise größer als 30% beträgt. Das erfindungsgemäße Luftfahrzeug weist  
somit besonders bevorzugt eine relativ große arithmetisch ermittelte mittlere  
Klappentiefe auf, die sich als sehr vorteilhaft für die Flugeigenschaften sowie die  
Steuerbarkeit erwiesen hat. Hierbei berechnet sich die durchschnittliche Klap-  
10 ppen tiefe als arithmetischer Mittelwert aller lokalen Klappentiefen, die sich jeweils  
aus einem lokalen Profilschnitt in x-Richtung ergeben, wobei hier lokal ermittelt  
wird, wie weit der jeweilige lokale Punkt der Scharnierlinie von der Hinterkanten-  
seite (Endleiste) des Tragflügels entfernt ist, und dieser Abstand in Bezug zu der  
Gesamtprofiltiefe an dieser Stelle gesetzt wird.

15

Die Flügelstreckung der Tragfläche liegt vorzugsweise zwischen 5 und 25, be-  
sonders bevorzugt zwischen 8 und 18. Die Flügelstreckung ist eine dimensions-  
lose Kennzahl für die Schlankheit einer Tragfläche. Sie ist definiert als das Ver-  
hältnis des Quadrats der Spannweite des Tragflügels zur Flügelfläche oder al-  
20 ternativ auch als Verhältnis der Spannweite zur mittleren Tiefe  $t$  des Tragflügels  
(entsprechend dem Vorhergesagten ist die mittlere Tiefe  $t$  des Tragflügels defi-  
niert als Quotient aus Tragflügelspannweite geteilt durch die Tragflügelspannweite).  
Bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug, das vorzugsweise mit einem relativ  
hohen Auftriebsbeiwert betrieben wird, ist die Flügelstreckung in den genannten  
25 Bereichen vorteilhaft. Eine Flügelstreckung in diesen Bereichen ist relativ groß  
und geht einher mit einer relativ geringen Wendigkeit, die in bestimmten An-  
wendungsfällen auch nicht notwendig und daher nicht von Nachteil ist.

Der Leitwerkshebelarm beträgt bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug min-  
30 destens ein Drittel der Flügelspannweite und ist damit relativ groß gewählt. Der

Leitwerkshebelarm ist definiert als in x-Richtung verlaufender Abstand vom Neutralpunkt der Tragfläche bis zum Neutralpunkt des Höhenleitwerks, geteilt durch die mittlere Tiefe  $t$  des Tragflügels. Wie aus der Literatur bekannt, sind die beiden Neutralpunkte  $N_1$  und  $N_2$  diejenigen Punkte des Profils, bei denen das Drehmoment bei Erhöhung des Anstellwinkels nahezu konstant bleibt. Der relativ große Leitwerkshebelarm kann bei der Handhabung des Luftfahrzeugs, insbesondere bei einer Ausführung mit einer Spannweite des Tragflügels im Bereich von ca. 1 bis 3 m, hinderlich sein. Es kann daher vorgesehen sein, den Rumpf des Luftfahrzeugs in der Länge teilbar auszuführen, damit die Transportbox nicht zu unhandlich wird.

Besonders bevorzugt erstrecken sich die ansteuerbaren Ruderklappen am Tragflügel, also alle Elevons und alle ggf. zusätzlich vorhandenen reinen Höhenruder zusammen genommen, über mehr als 70% der Spannweite des Tragflügels. Auch eine Erstreckung der ansteuerbaren Ruderklappen am Tragflügel von über 80%, wie beispielsweise über 90%, und sogar über 95% bis hin zu 100% der Spannweite des Tragflügels ist bei bestimmten Ausführungen des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs vorteilhaft. Demgegenüber werden herkömmliche Querruder zumeist deutlich kürzer ausgeführt. Bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug erleichtert eine Ausführung mit einer großen Erstreckung der ansteuerbaren Ruderklappen die Steuerung und verbessert die Effizienz.

Eine besonders bevorzugte Ausführungsform des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs zeichnet sich dadurch aus, dass es zumindest einen hinteren und einen vorderen Antrieb zum Antreiben des Luftfahrzeugs aufweist, die in x-Richtung voneinander beabstandet angeordnet sind. Bei diesbezüglichen Ausführungsbeispielen sind zwei hintere und zwei vordere Antriebe, oder zwei hintere Antriebe und ein vorderer Antrieb, oder ein hinterer Antrieb und zwei vordere Antriebe zum Antreiben des Luftfahrzeugs vorgesehen.

Das erfindungsgemäße Luftfahrzeug ist vorteilhafterweise als senkrecht startendes Luftfahrzeug, vorzugsweise unbemanntes Fluggerät (UAV), Drohne und/oder unbemanntes Flugsystem (UAS), ausgebildet.

- 5 Die Lage des Luftfahrzeugs ist vorzugsweise beim Abheben (Schwebeposition) und im Reiseflug (Horizontalflug) im Wesentlichen die gleiche, wobei der Tragflügel starr ausgebildet und sowohl im Schwebeflug als auch im Horizontalflug im Wesentlichen horizontal ausgerichtet ist.
- 10 Vorzugsweise sind einige der Antriebe zum Antreiben des Luftfahrzeugs mittels jeweils eines Schwenkmechanismus zwischen einer Senkrechtstartposition für den Schwebeflug und einer Horizontalflugposition für den Horizontalflug verschwenkbar. Damit können Antriebe sowohl für den Senkrechtstart (bei im Wesentlichen vertikal verschwenkten Antrieben) als auch im Reise- bzw. Horizontal-
- 15 flug (in waagrecht verschwenkter Position) eingesetzt werden.

Der besagte Tragflügel ist vorzugsweise sowohl im Schwebeflug als auch im Horizontalflug im Wesentlichen horizontal ausgerichtet und ermöglicht einen aerodynamischen Horizontalflug. Das Luftfahrzeug weist vorzugsweise weiterhin

20 in Bezug auf den Massenschwerpunkt des Luftfahrzeugs mindestens einen in Horizontalflugrichtung gesehen hinteren regelbaren Antrieb, umfassend einen hinteren Motor und einen vom hinteren Motor angetriebenen hinteren Propeller, sowie mindestens einen in Horizontalflugrichtung gesehen vorderen regelbaren Antrieb, umfassend einen vorderen Motor und einen vom vorderen Motor an-

25 getriebenen Propeller auf. Hierbei sind die Motoren vorzugsweise Elektromotoren, und zumindest ein Teil der Antriebe ist mittels jeweils eines Schwenkmechanismus zwischen einer Senkrechtstartposition für den Schwebeflug und eine Horizontalflugposition für den Horizontal- bzw. Reiseflug verschwenkbar. Hierbei ist der mindestens eine hintere oder vordere Antrieb derart angeordnet und ausge-

30 legt, dass er im Betrieb mehr als 50% der zum Schweben des Luftfahrzeugs

notwenigen Schwebeflugschubkraft aufbringt und für den Horizontalflug abklappbar ausgebildet ist. Demgegenüber ist der mindestens eine vordere bzw. hintere Antrieb derart angeordnet und ausgebildet, dass er im Betrieb weniger als 50% der zum Schweben des Luftfahrzeugs notwendigen Schwebeflugschubkraft und mehr als 50% der Vortriebskraft, vorzugsweise 100%, im Horizontalflug aufbringt.

Bevorzugt ist der Massenschwerpunkt des Luftfahrzeugs außermittig in Bezug auf die hinteren und die vorderen Propeller angeordnet, wobei vorzugsweise der Massenschwerpunkt des Luftfahrzeugs näher an denjenigen Antrieben zum Antreiben des Luftfahrzeugs angeordnet ist, die mehr als 50% der Schwebeflugschubkraft aufbringen.

Der Durchmesser der Propeller derjenigen Antriebe, die mehr als 50% der Schwebeflugschubkraft aufbringen, ist bevorzugt größer als der Durchmesser der Propeller, die weniger als 50% der Schwebeflugschubkraft aufbringen, vorzugsweise um mindestens 5% größer, besonders bevorzugt um mindestens 10% größer.

Die Erfindung wird nachfolgend anhand von Figuren näher erläutert. Es zeigen:

**Fig. 1** eine Draufsicht auf eine erste Ausführungsform eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs in Drachenkonfiguration;

**Fig. 2** eine Draufsicht auf eine zweite Ausführungsform eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs in Drachenkonfiguration;

**Fig. 3** eine perspektivische Draufsicht auf eine dritte Ausführungsform eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs in Drachenkonfiguration im Schwebезustand;

**Fig. 4** das Luftfahrzeug gemäß der Fig. 3 im Schwebезustand, von der Seite gesehen;

5 **Fig. 5** eine perspektivische Draufsicht auf das Luftfahrzeug gemäß der Fig. 3 und 4, nun im Horizontalflug;

**Fig. 6** das Luftfahrzeug gemäß der Fig. 5 im Horizontalflug, von der Seite gesehen;

10

**Fig. 7** eine Draufsicht auf das im Schwebезustand befindliche Luftfahrzeug der Fig. 3 - 6 mit eingezeichnetem Massenschwerpunkt, und

**Fig. 8** eine vergrößerte Detailansicht von Fig. 7.

15

In der Fig. 1 ist ein erstes, sehr skizzenhaftes Ausführungsbeispiel eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs 1 in Drachenkonfiguration dargestellt. Dieses weist einen Rumpf 2 mit einem Heck 3 und einer Nase 4 auf. Der hintere Teil des Rumpfes 2 ist als Leitwerkträger 6 ausgebildet, an dem ein Höhenleitwerk 7 vorgesehen ist. Im vorliegenden Fall (und auch in den übrigen in den Figuren dargestellten Ausführungsbeispielen) umfasst das Höhenleitwerk 6 kein Höhenruder, sondern lediglich ein feststehende Fläche, auch Höhenflosse genannt. Ein Seitenleitwerk mit feststehender Seitenflosse sowie mit oder ohne Seitenruder (nicht eingezeichnet) kann vorgesehen sein, was vorliegend aber nicht erfindungswesentlich ist. Das Höhenleitwerk kann zudem mit einem Seitenleitwerk in Form eines V-förmigen Leitwerks kombiniert sein. Im Rahmen der Draufsicht der Fig. 1 sind alle diese Ausgestaltungen möglich. Der Rumpf 2 kann in x-Richtung, welche der Horizontalflugrichtung entspricht, in zwei oder mehr Teile zerlegbar sein, um einen Transport des Luftfahrzeugs 1 zu erleichtern.

30

An der Nase 4 ist ein Antrieb 16a für das Luftfahrzeug 1 vorgesehen, der einen Motor 17a und einen Propeller 18a aufweist, was dem Stand der Technik entspricht.

- 5 Das Luftfahrzeug 1 weist einen in seinem vorderen Bereich angeordneten, sich quer zum Rumpf 2 erstreckenden Tragflügel 5 auf. Unterhalb jeder Tragflügelhälfte sowie unterhalb der Nase 4 sind Standkufen 9a, 9b vorgesehen. Diese drei Standkufen 9a, 9b bilden das Fahrwerk des Luftfahrzeugs 1.
- 10 Erfindungsgemäß sind an der Hinterkante der beiden Hälften des Tragflügels 5 als Elevons ausgebildete, ansteuerbare Ruderklappen  $8_1$  und  $8_2$  angeordnet. Diese Ruderklappen  $8_1$  und  $8_2$  übernehmen sowohl die Funktion des Querruders als auch des Höhenruders. Die Ruderklappen  $8_1$  und  $8_2$  sind jeweils entlang einer Scharnierlinie S an dem Tragflügel 5 schwenkbar befestigt, wobei
- 15 jede Scharnierlinie  $S_1$  bzw.  $S_2$  einen Scharnierlinienmittelpunkt  $SP_1$  bzw.  $SP_2$  aufweist, welcher in der geometrischen Mitte jeder Scharnierlinie  $S_1$  bzw.  $S_2$  liegt.

Zudem ist dem Tragflügel 5 eine mittlere Tiefe t zugeordnet, die als Quotient der

20 Tragflügelfläche geteilt durch die Spannweite SW des Tragflügels 5 erhalten wird. In der Fig. 1 ist eine mittlere Tiefe t nur zur Veranschaulichung eingezeichnet; die eingezeichnete mittlere Tiefe ist in Wirklichkeit eine wie oben berechnete Größe und kann daher der Regel nicht bildlich dargestellt werden.

- 25 Des Weiteren ist der Massenschwerpunkt 20 des Luftfahrzeugs 1 – der sich bei entsprechender Konstruktionsauslegung auch bei einer Zuladung nicht relevant verändert – eingezeichnet. Erfindungsgemäß gilt nun, dass der Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  erfindungsgemäß größer als -0,25 ist (nicht unbedingt aus der Fig. 1 entnehmbar, die – wie auch die Fig. 2 – lediglich die strukturellen und geometri-

schen Grundbegriffe einzuführen beabsichtigt). Für die Berechnung von  $c_{\text{mittel}}$  gilt:

$$c_{\text{mittel}} = \frac{\sum_i (c_i \cdot SL_i)}{\sum_i SL_i}$$

Hierbei ist  $c_i$  der in x-Richtung des Luftfahrzeugs 1 gemessene Abstand vom  
 5 Massenschwerpunkt 20 des Luftfahrzeugs 1 zum jeweiligen Scharnierlinienmit-  
 telpunkt  $SP_i$  (in Fig. 1:  $SP_1$  und  $SP_2$ ) der jeweiligen Scharnierlinie  $S_i$  (in Fig. 1:  $S_1$   
 und  $S_2$ ) jeder Ruderklappe  $\delta_i$  (in Fig. 1:  $\delta_1$  und  $\delta_2$ ) und  $SL_i$  (in Fig. 1:  $SL_1$  und  
 $SL_2$ ) die Länge der zu der jeweiligen Ruderklappe  $\delta_i$  zugehörigen Scharnierlinie  
 $S_i$ . Vom Massenschwerpunkt im Nullpunkt des Koordinatensystems verläuft die  
 10 positive x-Richtung in Richtung der Nase des Luftfahrzeugs und die negative  
 x-Richtung in Richtung des Hecks. Der besagte Abstand in x-Richtung ist auch  
 gleichzeitig der jeweilig kleinste Abstand der besagten Scharnierlinienmittel-  
 punkte  $SP_i$  von der Schwerachse 21, die durch den Massenschwerpunkt 20 und  
 senkrecht zur Längsachse 22 des Luftfahrzeugs 1 verläuft. Die Abstände  $c_1$  und  
 15  $c_2$  gemäß dem in der Fig. 1 dargestellten Ausführungsbeispiel sind in dem ge-  
 wählten Koordinatensystem als negative Werte definiert.

Im Fall des ersten Ausführungsbeispiels der Fig. 1 gilt nach alledem also:

$$c_{\text{mittel}} = (c_1 \times SL_1 + c_2 \times SL_2) / (SL_1 + SL_2).$$

20

Gemäß der Erfindung greift auf Grundlage der aerodynamischen Gesetze die  
 resultierende zusätzliche Auftriebskraft, die durch positive, nach unten gerichte-  
 te Auslenkung der Ruderklappen entsteht, demnach sehr nahe am jeweiligen  
 Scharnierlinienmittelpunkt bzw. Klappendrehpunkt an. Es hat sich herausge-  
 25 stellt, dass auf diese Weise auch Elevons bei Luftfahrzeugen in Drachenkonfigu-  
 ration eingesetzt werden können, was in der Vergangenheit nicht gelang.



Der besagte Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  ist sogar bevorzugt größer als  $-0,2$ , und kann sogar größer als  $-0,15$  oder größer als  $-0,1$  gewählt werden. Andererseits hat es sich erwiesen, dass es vorteilhaft ist, wenn der besagte Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  kleiner als  $0,2$  gewählt wird, vorzugsweise sogar kleiner als  $0,1$  oder sogar kleiner als  $0$ .

5 Insbesondere bei Tragflügelhälften mit entgegengesetzten Flügelgeigungen, bei denen ansteuerbare Ruderklappen an jedem der unterschiedlich gepfeilten Abschnitte vorgesehen sind, können positive Quotienten  $c_{\text{mittel}}/t$  hinsichtlich der Flugeigenschaften vorteilhaft sein. Positive Quotienten bedeuten große Höhenleitwerke und/oder lange Leitwerksträger, welche allerdings in bestimmten Fällen  
10 len die Flugleistung nachteilig beeinflussen können.

Die arithmetisch ermittelte mittlere Klappentiefe der ansteuerbaren Ruderklappen  $\delta_1$ ,  $\delta_2$  – allgemein  $\delta_i$  – ist besonders bevorzugt größer als  $25\%$ , vorzugsweise größer als  $30\%$ , und damit im Vergleich zu herkömmlichen Klappentiefen von  
15 Luftfahrzeugen in Drachenkonfiguration relativ groß. Eine große arithmetisch ermittelte mittlere Klappentiefe geht hierbei einher mit einem geringen Quotienten  $c_{\text{mittel}}/t$ .

Wie den Fig. 1 und 2 (und auch den übrigen Figuren) zu entnehmen ist, erstrecken sich die ansteuerbaren Ruderklappen  $\delta_i$  in ihrer Gesamtheit über einen  
20 Großteil der Spannweite  $SW$  des Tragflügels 5, vorliegend über jeweils mehr als  $90\%$  der Spannweite  $SW$  des Tragflügels 5.

Die Ausführungsform gemäß der Fig. 1 kann auch dergestalt ausgelegt sein,  
25 dass beispielsweise die Ruderklappe  $\delta_1$  als Elevon ausgebildet ist und die Ruderklappe  $\delta_2$  als reines Höhenruder (oder umgekehrt). Es hat sich herausgestellt, dass sogar in dieser Konstellation, welche die Merkmale des Anspruchs 3 realisiert, ein flug- und steuerungsfähiges Luftfahrzeug realisiert werden kann. Es bedarf auch in diesem Fall keines weiteren Höhenruders im Höhenleitwerk.

Die folgenden Werte haben sich als vorteilhaft für die Flugeigenschaften des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs 1 gemäß aller hier in den Figuren 1-8 vorgestellten Ausführungsformen erwiesen:

- 5 - Die arithmetisch ermittelte mittlere Wölbung der Profile des Tragflügels 5 im Geradeausflug liegt vorzugsweise zwischen 1% und 4,5%, weiterhin bevorzugt zwischen 2% und 4%, besonders bevorzugt zwischen 2,5% und 3,5%.
- Der Auftriebsbeiwert im Geradeausflug liegt oberhalb von 0,5, beispielsweise oberhalb von 0,6 oder 0,9.
- Der Auftriebsbeiwert im Geradeausflug liegt unterhalb von 2, beispielsweise 10 unterhalb von 1,5, vorzugsweise unterhalb von 1,2.
- Die Flächenbelastung des Tragflügels 5 liegt vorzugsweise oberhalb von 100 g/dm<sup>2</sup>.
- Die Flügelstreckung beträgt vorzugsweise zwischen 5 und 25, weiterhin bevorzugt zwischen 8 und 18.
- 15 - Der Leitwerkshebelarm beträgt vorzugsweise mindestens ein Drittel der Spannweite des Tragflügels 5. Der Leitwerkshebelarm ist vorliegend definiert als in x-Richtung verlaufender Abstand A (s. Fig. 1 und 2) vom Neutralpunkt N<sub>1</sub> der Tragfläche 5 bis zum Neutralpunkt N<sub>2</sub> des Höhenleitwerks 7, geteilt durch die mittlere Tiefe t des Tragflügels 5. Die beiden Neutralpunkte N<sub>1</sub> und N<sub>2</sub> sind hier-  
20 bei wie üblich als Punkt des Tragflügels 5 bzw. des Höhenleitwerks 7 definiert, in dem das Drehmoment bei einer Anstellwinkeländerung jeweils nahezu konstant bleibt.

In der Fig. 2 ist ein zweites Ausführungsbeispiel eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs 1 dargestellt, bei dem auf jeder Seite des Rumpfes 2 zwei als Elevons ausgebildete Ruderklappen in Form von äußeren Ruderklappen  $\delta_1$  und  $\delta_2$  und zwei als Elevons ausgebildete Ruderklappen in Form von inneren Ruderklappen  $\delta_3$  und  $\delta_4$  vorgesehen sind. Jeder dieser Ruderklappen  $\delta_1$ ,  $\delta_2$ ,  $\delta_3$ ,  $\delta_4$  weist eine Scharnierlinie S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub> mit einer Scharnierlinienlänge SL<sub>1</sub>, SL<sub>2</sub>, SL<sub>3</sub>, SL<sub>4</sub>  
30 sowie einen entsprechenden geometrischen Scharnierlinienmittelpunkt SP<sub>1</sub>,

SP<sub>2</sub>, SP<sub>3</sub>, SP<sub>4</sub> auf. Entsprechend der Formel von Anspruch 1 wird ein gemittelter Abstand  $c_{\text{mittel}}$  berechnet, der in den relevanten Quotienten  $c_{\text{mittel}}/t$  von Anspruch 1 eingesetzt wird. Wie oben ausgeführt, wird hierbei der gemittelte Abstand  $c_{\text{mittel}}$  – ausgehend vom Massenschwerpunkt 20 des Luftfahrzeugs 1 als Koordinaten-  
 5 nullpunkt – berechnet aus der Summe aller Produkte von jeder Scharnierlinienlänge  $SL_1$ ,  $SL_2$ ,  $SL_3$  bzw.  $SL_4$  für die Ruderklappen  $\delta_1$ ,  $\delta_2$ ,  $\delta_3$  bzw.  $\delta_4$  mit dem zugehörigen Abstand  $c_1$ ,  $c_2$ ,  $c_3$  bzw.  $c_4$  (wobei diese in dem vorliegenden Koordinatensystem nur negative Werte einnehmen), der gemessen wird als Abstand des zugehörigen jeweiligen Scharnierlinienmittelpunkts SP<sub>1</sub>, SP<sub>2</sub>, SP<sub>3</sub>, SP<sub>4</sub> der  
 10 betreffenden Ruderklappe  $\delta_1$ ,  $\delta_2$ ,  $\delta_3$ ,  $\delta_4$  zum Massenschwerpunkt 20, wiederum jeweils in x-Richtung gemessen. Diese Summe wird dann durch die Summe aller Scharnierlinienlängen  $SL_1$ ,  $SL_2$ ,  $SL_3$ ,  $SL_4$  geteilt, wobei das Ergebnis den gemittelten Abstand  $c_{\text{mittel}}$  ergibt. Als Formel ausgedrückt:

$$c_{\text{mittel}} = (c_1 \times SL_1 + c_2 \times SL_2 + c_3 \times SL_3 + c_4 \times SL_4) / (SL_1 + SL_2 + SL_3 + SL_4)$$

15 Erfindungsgemäß sind die Geometrien des Luftfahrzeugs 1 derart ausgelegt, dass der Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  größer als -0,25 ist.

Die Berechnung nach Anspruch 1 gilt auch bei erfindungsgemäßen Ausführungen mit mehr als zwei als Elevons ausgebildeten Ruderklappen an jeder Tragflügelhälfte. Auch ist sie einschlägig, wenn nur ein Teil der ansteuerbaren Ruderklappen als Elevons ausgebildet ist, während der andere Teil der ansteuerbaren Ruderklappen am Tragflügel als reine, d.h. ausschließliche, Höhenruder ausgebildet sind, die stets in die gleiche – positive oder negative – Richtung ausgelenkt werden.

25

In den Fig. 3 – 8 ist ein drittes Ausführungsbeispiel eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs dargestellt, welches senkrecht starten und landen kann. Es behält hierbei seine Lage sowohl beim Schweben als auch im Horizontalflug im Wesentlichen bei. Die Fig. 3 und 4 zeigen das dritte Ausführungsbeispiel in perspektivischer Draufsicht und in Seitenansicht im Schwebезustand, während die  
 30

Fig. 5 und 6 das Luftfahrzeug 1 im Reise- bzw. Horizontalflug darstellen (horizontale Flugrichtung H, welche der x-Richtung des Luftfahrzeugs 1 entspricht).

Das Luftfahrzeug 1 gemäß dem dritten Ausführungsbeispiel weist einen langgestreckten Rumpf 2 mit einem Heck 3 und einer Nase 4 auf. Bei der dargestellten Ausführungsform ist der Rumpf 2 einteilig ausgebildet; er kann aber auch aus mehreren Teilen bestehen, beispielsweise aus zwei in Längsrichtung des Luftfahrzeugs 1 nebeneinander verlaufenden Rumpfteilen. Der hintere Teil des Rumpfes 2 ist als Leitwerksträger 6 mit einem relativ kleinen Durchmesser ausgeführt, an dessen zum Heck 3 gewandten Ende ein V-Leitwerk 7 (vorliegend ohne kombiniertes Höhen- und Seitenruder) angeordnet ist. Auch ist es möglich, dass der Rumpf 2 in der Länge unterteilt ist, so dass er in Form von zwei kürzeren Rumpfteilen leichter in eine entsprechend kurze Transportbox untergebracht werden kann.

15

Im vorderen Bereich des Luftfahrzeugs 1 ist ein sich quer zum Rumpf 2 erstreckender Tragflügel 5 angeordnet. Der Tragflügel 5 weist ausgehend von der Längsachse 22 des Luftfahrzeugs 1 zunächst eine nach vorn zeigende negative Flügelpfeilung auf, während er anschließend zu den Flügelenden eine nach hinten zeigende, positive Flügelpfeilung besitzt. An der Hinterkante des Tragflügels 5 sind erfindungsgemäß ansteuerbare Ruderklappen 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub> vorgesehen. Weiterhin sind unterhalb jeder Tragflügelhälfte sowie unterhalb der Nase 4 Standkufen 9a, 9b vorgesehen. Diese drei Standkufen 9a, 9b bilden das Fahrwerk des Luftfahrzeugs 1.

25

In den Fig. 7 und 8 (letztere ist ein vergrößerter Detailausschnitt der linken Tragflügelseite der Fig. 7) sind – ähnlich der Fig. 2 – die für die Erfindung wesentlichen geometrischen Verhältnisse eingezeichnet. Prinzipiell ähnelt die Konstruktion der Fig. 3-8 in Bezug auf die ansteuerbaren Ruderklappen 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub> derjenigen der Fig. 2. Eingezeichnet sind in den Fig. 7 und Fig. 8 insbesondere die

30

beiden Scharnierlinien  $S_1$  und  $S_2$  der jeweils äußeren, vorliegend als Elevons ausgebildeten Ruderklappen  $\delta_1$  und  $\delta_2$  sowie die beiden Scharnierlinien  $S_3$  und  $S_4$  der jeweils inneren Ruderklappen  $\delta_3$  und  $\delta_4$ . Diese können beispielsweise ebenfalls als Elevons fungieren oder aber als reine Höhenruder. Auch die um-  
 5 gekehrte Ausbildung ist möglich, d.h. also die Ausbildung der äußeren Ruderklappen  $\delta_1$ ,  $\delta_2$  als reine Höhenruder und der inneren Ruderklappen  $\delta_3$ ,  $\delta_4$  als Elevons.

Die Formel nach Anspruch 1 für  $c_{\text{mittel}}$  gilt hier bei der Ausführung gemäß der  
 10 Fig. 3-8 ebenfalls. Im konkreten Fall ist dies die oben für die zweite Ausführungsform der Fig. 2 angegebene Formel (die in Fig. 8 nicht dargestellte rechte Tragflügelhälfte ist symmetrisch zu der linken aufgebaut, wobei  $c_2=c_1$ ,  $c_4=c_3$ ,  $SL_2=SL_1$ ,  $SL_4=SL_3$ ):

$$c_{\text{mittel}} = (c_1 \times SL_1 + c_2 \times SL_2 + c_3 \times SL_3 + c_4 \times SL_4) / (SL_1 + SL_2 + SL_3 + SL_4)$$

15

Wie insbesondere der Fig. 8 zu entnehmen ist, ist der Abstand  $c_3$  (und somit auch der Abstand  $c_4$ ) im gewählten Koordinatensystem positiv, während der Abstand  $c_1$  (und somit auch der Abstand  $c_2$  – genauso wie alle Abstände  $c_i$  in den Ausführungsformen gemäß der Fig. 1 und 2) negativ ist. Daher wird für die inne-  
 20 ren ansteuerbaren Ruderklappen  $\delta_3$ ,  $\delta_4$  die Summe  $(c_3 \times SL_3 + c_4 \times SL_4)$  positiv. Da aber die Summe  $(c_1 \times SL_1 + c_2 \times SL_2)$  in Bezug auf die äußeren Ruderklappen negativ und als Absolutwert größer ist, ist  $c_{\text{mittel}}$  insgesamt auch negativ.

Der Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  liegt bei der Ausführungsform gemäß der Fig. 3-8 bei  
 25 ca. -0,09. Wäre die Pfeilung der äußeren Abschnitte der beiden Tragflügelhälften wesentlich positiver, das Höhenleitwerk wesentlich größer und/oder der Leitwerkshebelarm wesentlich länger, kann sogar ein positiver Quotient resultieren, der rechnerischen Abschätzungen zufolge bis zu 0,2 betragen kann.

An dem Tragflügel 5 sind zwei Paare von Antrieben 11, 16 symmetrisch zur Längsachse des Luftfahrzeugs 1 angeordnet. Jede der beiden Tragflügelhälften weist hierbei einen hinteren Antrieb 11 und einen vorderen Antrieb 16 auf, wobei jeweils zwei dieser Antriebe 11, 16 in Längsrichtung des Luftfahrzeugs 1 hinter-  
5 einander liegen. Die Antriebe 11, 16 sind jeweils an einer hinteren bzw. vorderen Gondel 10 bzw. 15 angeordnet, wobei die Gondeln 10, 15 ineinander übergehen, d.h. einstückig ausgebildet sind. Die hinteren Gondeln 10 sind in Richtung des Hecks 3 leicht aufwärts geschwungen ausgebildet, während die vorderen Gondeln 15 im Wesentlichen horizontal verlaufen.

10

Am freien Ende jeder hinteren Gondel 10 ist ein hinterer Antrieb 11 schwenkbar mittels eines Schwenkgelenks 14 angeordnet, wobei die hinteren Antriebe 11 insbesondere jeweils einen hinteren Motor 12, besonders bevorzugt einen Elektromotor, und einen hinteren Propeller 13 umfassen. Die hinteren Propeller 13  
15 sind hierbei entgegen der Flugrichtung anklappbar ausgebildet.

Gleichfalls ist am freien Ende jeder vorderen Gondel 15 ein vorderer Antrieb 16 angeordnet, wobei die vorderen Antriebe 16 insbesondere jeweils einen vorderen Motor 17, besonders bevorzugt einen Elektromotor, und einen vorderen  
20 Propeller 18 umfassen.

Die zum Betreiben der Antriebe 11, 16 weiteren benötigten Teile, wie beispielsweise Akkus, Motorregler bzw. Motorsteller usw., sind vorliegend nicht dargestellt, dem Fachmann jedoch hinlänglich bekannt. Diese Teile sind vorzugsweise  
25 im Rumpf 2, dem Tragflügel 5 oder den Gondeln 10, 15 untergebracht.

Die Motoren 12, 17 und Propeller 13, 18 der beiden Antriebe 11, 16 sind jeweils schwenkbar mittels eines Schwenkgelenks 14, 19 an den Gondeln 10, 15 angebracht. Die hinteren Antriebe 11 sind hierbei aus einer nach unten gerichteten  
30 Position (Fig. 3, 4), bei der die Achse der Motoren 12 senkrecht verlaufen, ent-

gegen der Flugrichtung H in eine horizontale Position verschwenkbar (Fig. 5, 6), in der die Achsen der Motoren 12 horizontal ausgerichtet sind. Die vorderen Antriebe 16 sind aus einer nach oben gerichteten Position (Fig. 3, 4), bei der die Achse der Motoren 17 senkrecht verlaufen, in Flugrichtung H in eine horizontale Position verschwenkbar (Fig. 5, 6), in der die Achsen der Motoren 17 horizontal ausgerichtet sind.

Die beiden hinteren Propeller 13 weisen einen größeren Durchmesser auf als die vorderen Propeller 18 (s. auch Fig. 7). Außerdem ist bei den beiden hinteren Propellern 13 der Quotient aus Durchmesser geteilt durch Steigung größer als bei den vorderen Antrieben, vorzugsweise um mindestens 25% größer, weiter bevorzugt um mindestens 50% größer, beispielsweise um mehr als 100%. Es ist auch möglich und in bestimmten Fällen bevorzugt, dass der Quotient aus Durchmesser geteilt durch Steigung bei den hinteren Propellern 13 um 150%, beispielsweise um 200%, größer ist als bei den vorderen Antrieben 16.

Wie aus den Figuren 4 und 6 zu entnehmen ist, ist der Massenschwerpunkt 20 des Luftfahrzeugs 1 außermittig in Bezug auf die hinteren und die vorderen Antriebe 11, 16 angeordnet. Zwar ist die Lage des Massenschwerpunkts 20 geringfügig abhängig von insbesondere den Schwenkzuständen der Antriebe 11, 16. Die außermittige Lage des Massenschwerpunkts 20 gilt aber für jeden dieser Schwenkzustände. In die oben genannte Formel zum gemittelten Abstand  $c_{\text{mittel}}$  fließt die Lage des Massenschwerpunkts 20 mit für den Horizontalflug verschwenkten Antrieben 11, 16 ein (siehe Fig. 5 und 6), da die erfindungsgemäße Ausgestaltung der ansteuerbaren Ruderklappen 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub> auf den Horizontalflug ausgerichtet ist.

Entsprechend der Draufsicht der Fig. 7 liegt der Massenschwerpunkt 20 näher an den hinteren Antrieben 11 als an den vorderen Antrieben 16. Hierbei ist der Abstand des hinteren Antriebs 11 zur Schwerachse 21, die durch den Massen-

schwerpunkt 20 und senkrecht zur Längsachse 22 des Luftfahrzeugs 1 verläuft, kleiner als der Abstand des vorderen Antriebs 16 zur Schwerachse 21. Der Hebelarm der hinteren Antriebe 11 kann vorzugsweise um mindestens 10%, beispielsweise um mehr als 20% oder mehr 30%, kürzer sein als der Hebelarm der vorderen Antriebe 16, wobei die Hebelarme auf den jeweils kürzesten Abstand zur Schwerachse 21 bezogen sind. Bei einem konkret umgesetzten Ausführungsbeispiel betrug der Abstand der Hebelarme der Motorachse 12a der vorderen Antriebe 11 zur Schwerachse 21 400 mm, während die Länge der Hebelarme von der Motorachse 17a der hinteren Antriebe 16 bis zur Schwerachse 21 bei 240 mm lag. Der letztgenannte Hebelarm war also 40% kürzer als der vorgenannte Hebelarm.

In den Fig. 3 und 4 ist das Luftfahrzeug 1 in der Schwebeposition dargestellt, in der es in Startrichtung S startet und in Landerichtung L landet. Hierbei sind die beiden hinteren Propeller 13 nach unten geschwenkt und schieben das Luftfahrzeug 1 in Richtung S, während die beiden vorderen Propeller 18 nach oben geschwenkt sind und das Luftfahrzeug 1 ebenfalls in Richtung S ziehen.

Es ist nicht zwingend, dass das Luftfahrzeug 1 in der Schwebeposition genau horizontal ausgerichtet ist. Es ist beispielsweise ohne weiteres möglich, dass das Heck 3 in einem kleinen Winkel, beispielsweise mit etwa  $10^\circ$ , gegenüber der Nase 4 hängt.

In den Fig. 5 und 6 ist das Luftfahrzeug 1 im Reise- bzw. Horizontalflug dargestellt, in der es in horizontaler Flugrichtung H fliegt. Hierbei sind die beiden hinteren Propeller 13 nach hinten entgegen der Flugrichtung H geschwenkt und angeklappt, während die beiden vorderen Propeller 18 nach vorne in Flugrichtung H geschwenkt sind. Lediglich diese beiden vorderen Propeller 18 sind im dargestellten Ausführungsbeispiel für den Vortrieb im Horizontalflug zuständig.



Die Übergänge zwischen den verschiedenen Zuständen sind wie folgt: In den Fig. 3 und 4 befinden sich die hinteren Motoren 12 und die vorderen Motoren 17 in der Position, in welcher das Luftfahrzeug 1 startet. In diesem Schwebestand sind die Antriebe 11 nach unten und die Antriebe 16 nach oben geschwenkt. Für den Horizontalflug schwenken die Antriebe 11 nach hinten entgegen der Flugrichtung H und die vorderen Antriebe 16 nach vorne in Flugrichtung H. Beim Losfliegen klappen dann die beiden Blätter der beiden hinteren Propeller 13 aufgrund des Fahrtwindes nach hinten entgegen der Flugrichtung H, so dass die hinteren Propeller 13 nicht zum Vortrieb beitragen. Beim Übergang vom Horizontalflug in den Schwebestand werden die vorderen Antriebe 16 wieder nach oben geschwenkt, während die hinteren Antriebe 11 wieder gestartet und nach unten geschwenkt werden. Durch dieses Starten klappen die Propeller 13 aufgrund der Zentrifugalkraft wieder auf.

Die hinteren Antriebe 11 übernehmen mehr als 50% der zum Schweben notwendigen Schwebeflugschubkraft und tragen im Horizontalflug nicht zum Vortrieb bei. Demgegenüber übernehmen die vorderen Antriebe 16 weniger als 50% der zum Schweben des Luftfahrzeugs 1 notwendigen Schwebeflugschubkraft und bringen die gesamte Vortriebskraft im Horizontalflug auf. Im vorliegenden Ausführungsbeispiel sind die hinteren Antriebe 11 demnach nicht am Vortrieb beteiligt. Vielmehr klappen sie aufgrund des Fahrtwinds an- bzw. zusammen.

Die oben genannte Aufgabenverteilung der hinteren und vorderen Antriebe 11, 16 ist bei dem in den Figuren dargestellten Ausführungsbeispiel insbesondere durch die Verschiebung des Massenschwerpunktes 20 realisiert. Weiter trägt der höhere Quotient aus Durchmesser geteilt durch Steigung der hinteren Antriebe zu einer Effizienzsteigerung des Schwebefluges bei. Der kleinere Quotient aus Durchmesser geteilt durch Steigung der vorderen Antriebe trägt zu einer Effizienzsteigerung des Horizontalfluges bei.

Die Steuerung der Antriebe 11, 16, der Propeller 13, 18, der Querruder 8a, 8b usw. kann manuell, halbautomatisch oder automatisch erfolgen. Insbesondere der Übergang zwischen den beiden Flugzuständen (Schweben mit eingeschalteten vorderen und hinteren Antrieben – Horizontalfliegen nur mit angeschalteten vorderen Antrieben) kann entweder manuell oder automatisiert realisiert werden. Dann werden insbesondere die Propellerdrehzahlen angepasst.

Die Erfindung wurde anhand eines Ausführungsbeispiels näher beschrieben, ist aber nicht auf dieses beschränkt. Abwandlungen im Rahmen der Patentansprüche sind ebenso möglich wie eine Kombination der Merkmale, auch wenn diese in unterschiedlichen Ausführungsbeispielen dargestellt und beschrieben sind.

Insbesondere lässt sich das erfindungsgemäße Luftfahrzeug auch von Menschen steuern und/oder zum Befördern von einem oder mehreren Menschen einsetzen. Insbesondere ist das erfindungsgemäße Luftfahrzeug als Drohne für den Warentransport, zur Kontrolle und Sicherung des Flugraums oder Gegenständen am Boden, zu Forschungszwecken, zur Bilderzeugung usw. geeignet.

**Bezugszeichenliste**

	1	Luftfahrzeug
	2	Rumpf
5	3	Heck
	4	Nase
	5	Tragflügel
	6	Leitwerksträger
	7	Höhenleitwerk
10	8 <sub>1-8<sub>4</sub></sub>	ansteuerbare Ruderklappen
	9a	Standkufe
	9b	Standkufe
15	10	Gondeln für hintere Antriebe
	11	hintere Antriebe
	12	hintere Motoren
	13	hintere Propeller
	14	Schwenkgelenk
20	15	Gondeln für vordere Antriebe
	16	vordere Antriebe
	16a	Antrieb
	17	vordere Motoren
	17a	Motor
25	18	vordere Propeller
	18a	Propeller
	19	Schwenkgelenk
	20	Massenschwerpunkt des Luftfahrzeugs
30	21	Schwerachse
	22	Längsachse des Luftfahrzeugs

	t	mittlere Tiefe des Tragflügels
	$c_1$ - $c_4$	Abstand von Scharnierlinienmittelpunkt $SP_1$ - $SP_4$ zum Massenschwerpunkt 20
5	$c_{\text{mittel}}$	gemittelter Abstand
	$S_1$ - $S_4$	Scharnierlinien
	$SP_1$ - $SP_4$	Scharnierlinienmittelpunkte
	$SL_1$ - $SL_4$	Länge der Scharnierlinien $S_1$ - $S_4$
10	A	Abstand
	$N_1$	Neutralpunkt der Tragfläche 5
	$N_2$	Neutralpunkt des Höhenleitwerks 7
	SW	Spannweite des Tragflügels 5
	S	Startrichtung
15	L	Landerichtung
	H	Horizontalflugrichtung

## Patentansprüche

1. Luftfahrzeug (1) in Drachenkonfiguration, mit einem Rumpf (2), einem Tragflügel (5), einem über einen Leitwerksträger (6) vom Tragflügel (5) beabstandeten, im Bereich des Hecks (3) des Luftfahrzeugs (1) angeordneten Höhenleitwerk (7), welches ggf. zusammen mit einem Seitenleitwerk ausgebildet ist, wobei der Tragflügel (5) eine zumindest doppelt so große Spannweite (SW) aufweist wie das Höhenleitwerk (7), und wobei eine oder mehrere ansteuerbare Ruderklappen (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) auf jeder Seite des Rumpfes (2) entlang je einer Scharnierlinie (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) an der Hinterkante des Tragflügels (5) angelenkt sind, sowie mit mindestens einem Antrieb (16a; 11, 16) zum Antreiben des Luftfahrzeugs (1), dadurch gekennzeichnet, dass zumindest jeweils eine der besagten Ruderklappen (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) auf jeder Seite des Rumpfes (2) als Elevon ausgebildet ist, welche sowohl die Funktion von Querruder als auch Höhenruder übernimmt, wobei die Geometrien des Luftfahrzeugs (1) derart ausgelegt sind, dass der Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  größer als -0,25 ist, wobei  $t$  die mittlere Tiefe des Tragflügels (5) ist und für  $c_{\text{mittel}}$  gilt:

$$c_{\text{mittel}} = \frac{\sum_i (c_i \cdot SL_i)}{\sum_i SL_i}$$

wobei  $c_i$  der in x-Richtung des Luftfahrzeugs (1) gemessene Abstand vom Massenschwerpunkt (20) des Luftfahrzeugs (1) zum jeweiligen Scharnierlinienmittelpunkt (SP<sub>1</sub>, SP<sub>2</sub>; SP<sub>1</sub>, SP<sub>2</sub>, SP<sub>3</sub>, SP<sub>4</sub>) der Scharnierlinie (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) jeder der besagten ansteuerbaren Ruderklappen (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) und  $SL_i$  die Scharnierlinienlänge (SL<sub>1</sub>, SL<sub>2</sub>; SL<sub>1</sub>, SL<sub>2</sub>, SL<sub>3</sub>, SL<sub>4</sub>) der zu der jeweiligen Ruderklappe (8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>; 8<sub>1</sub>, 8<sub>2</sub>, 8<sub>3</sub>, 8<sub>4</sub>) zugehörigen Scharnierlinie (S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>; S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>, S<sub>3</sub>, S<sub>4</sub>) ist.

2. Luftfahrzeug (1) nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass nur einige der besagten ansteuerbaren Ruderklappen ( $8_1, 8_2; 8_1, 8_2, 8_3, 8_4$ ) am Tragflügel (5) als Elevons ausgebildet sind, während der oder die übrigen ansteuerbaren Ruderklappen als reine Höhenruder ausgebildet sind oder als reine Höhenruder angesteuert werden.
3. Luftfahrzeug (1) in Drachenkonfiguration, mit einem Rumpf (2), einem Tragflügel (5), einem über einen Leitwerksträger (6) vom Tragflügel (5) beabstandeten, im Bereich des Hecks (3) des Luftfahrzeugs (1) angeordneten Höhenleitwerk (7), welches ggf. zusammen mit einem Seitenleitwerk ausgebildet ist, wobei der Tragflügel (5) eine zumindest doppelt so große Spannweite (SW) aufweist wie das Höhenleitwerk (7), und wobei eine oder mehrere ansteuerbare Ruderklappen ( $8_1, 8_2; 8_1, 8_2, 8_3, 8_4$ ) auf jeder Seite des Rumpfes (2) entlang je einer Scharnierlinie ( $S_1, S_2; S_1, S_2, S_3, S_4$ ) an der Hinterkante des Tragflügels (5) angelenkt sind, sowie mit mindestens einem Antrieb (16a; 11, 16) zum Antreiben des Luftfahrzeugs (1), dadurch gekennzeichnet, dass nur auf einer Seite des Rumpfes (2) zumindest eine der besagten Ruderklappen ( $8_1, 8_2; 8_1, 8_2, 8_3, 8_4$ ) als Elevon ausgebildet ist, welche sowohl die Funktion von Querruder als auch Höhenruder übernimmt, und dass mindestens eine weitere der besagten Ruderklappen ( $8_1, 8_2; 8_1, 8_2, 8_3, 8_4$ ) auf der anderen Seite des Rumpfes (2) als reines Höhenruder ausgebildet ist oder als reines Höhenruder angesteuert wird, wobei die Geometrien des Luftfahrzeugs (1) derart ausgelegt sind, dass der Quotient  $c_{mittel}/t$  größer als -0,25 ist, wobei  $t$  die mittlere Tiefe des Tragflügels (5) ist und für  $c_{mittel}$  gilt:

$$c_{mittel} = \frac{\sum_i (c_i \cdot SL_i)}{\sum_i SL_i}$$

wobei  $c_i$  der in x-Richtung des Luftfahrzeugs (1) gemessene Abstand des

Massenschwerpunkts (20) des Luftfahrzeugs (1) zum jeweiligen Scharnierlinienmittelpunkt ( $SP_1, SP_2; SP_1, SP_2, SP_3, SP_4$ ) der Scharnierlinie ( $S_1, S_2; S_1, S_2, S_3, S_4$ ) jeder der besagten ansteuerbaren Ruderklappen ( $\delta_1, \delta_2; \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ ) und  $SL_i$  die Scharnierlinienlänge ( $SL_1, SL_2; SL_1, SL_2, SL_3, SL_4$ ) der zu der jeweiligen Ruderklappe ( $\delta_1, \delta_2; \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ ) zugehörigen Scharnierlinie ( $S_1, S_2; S_1, S_2, S_3, S_4$ ) ist.

4. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass der besagte Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  größer als  $-0,2$  ist, vorzugsweise größer als  $-0,15$ , beispielsweise größer als  $-0,1$ .
5. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass der besagte Quotient  $c_{\text{mittel}}/t$  kleiner als  $0,2$  ist, vorzugsweise kleiner als  $0,1$ , beispielsweise kleiner als  $0$ .
6. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass am Höhenleitwerk (7) kein Höhenruder vorgesehen ist.
7. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die arithmetisch ermittelte mittlere Wölbung der Profile des Tragflügels (5) im Geradeausflug zwischen  $1\%$  und  $4,5\%$  liegt, vorzugsweise zwischen  $2\%$  und  $4\%$ , besonders bevorzugt zwischen  $2,5\%$  und  $3,5\%$ .
8. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass der Auftriebsbeiwert des Luftfahrzeugs (1) im Geradeausflug oberhalb von  $0,5$  liegt, beispielsweise oberhalb von  $0,6$  oder  $0,9$ , und/oder dass der Auftriebsbeiwert im Geradeausflug unterhalb

von 2 liegt, beispielsweise unterhalb von 1,5, vorzugsweise unterhalb von 1,2.

9. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Flächenbelastung des Tragflügels (5) oberhalb von  $100 \text{ g/dm}^2$  liegt.
10. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die arithmetisch ermittelte mittlere Klappentiefe der besagten ansteuerbaren Ruderklappen ( $8_1, 8_2; 8_1, 8_2, 8_3, 8_4$ ) am Tragflügel größer als 25%, vorzugsweise größer als 30% beträgt.
11. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Flügelstreckung der Tragfläche (5) zwischen 5 und 25, vorzugsweise zwischen 8 und 18, beträgt.
12. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass der Leitwerkshebelarm mindestens ein Drittel der Spannweite (SW) des Tragflügels (5) beträgt.
13. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass sich die ansteuerbaren Ruderklappen ( $8_1, 8_2; 8_1, 8_2, 8_3, 8_4$ ) am Tragflügel (5) über mehr als 70%, bevorzugt über 80%, wie beispielsweise über 90%, der Spannweite (SW) des Tragflügels (5) erstrecken.
14. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass es zumindest einen hinteren und einen vorderen Antrieb (11, 16) zum Antreiben des Luftfahrzeugs (1) aufweist, die in x-Richtung voneinander beabstandet angeordnet sind.



15. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass es als senkrecht startendes Luftfahrzeug (1), vorzugsweise unbemanntes Fluggerät (UAV), Drohne und/oder unbemanntes Flugsystem (UAS), ausgebildet ist.
16. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Lage des Luftfahrzeugs (1) beim Abheben, d.h. in der Schwebeposition, und im Reiseflug, d.h. im Horizontalflug, im Wesentlichen die gleiche ist, wobei der Tragflügel (5) starr ausgebildet und sowohl im Schwebeflug als auch im Horizontalflug im Wesentlichen horizontal ausgerichtet ist, wobei vorzugsweise zumindest einige der Antriebe (11, 16) zum Antreiben des Luftfahrzeugs (1) mittels jeweils eines Schwenkmechanismus zwischen einer Senkrechtstartposition für den Schwebeflug und einer Horizontalflugposition für den Horizontalflug verschwenkbar sind.
17. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass zwei hintere und zwei vordere Antriebe (11, 16) zum Antreiben des Luftfahrzeugs (1), oder zwei hintere Antriebe und ein vorderer Antrieb zum Antreiben des Luftfahrzeugs, oder ein hinterer Antrieb und zwei vordere Antriebe zum Antreiben des Luftfahrzeugs (1) vorgesehen sind.
18. Luftfahrzeug (1) nach mindestens einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass der besagte Tragflügel (5) sowohl im Schwebeflug als auch im Horizontalflug im Wesentlichen horizontal ausgerichtet ist und einen aerodynamischen Horizontalflug ermöglicht, wobei das Luftfahrzeug (1) weiterhin in Bezug auf den Massenschwerpunkt (20) des Luftfahrzeugs (1) mindestens einen in Horizontalflugrichtung gesehen

hinteren regelbaren Antrieb (11), umfassend einen hinteren Motor (12) und einen vom hinteren Motor (12) angetriebenen hinteren Propeller (13), sowie mindestens einen in Horizontalflugrichtung gesehen vorderen regelbaren Antrieb (16), umfassend einen vorderen Motor (17) und einen vom vorderen Motor (17) angetriebenen Propeller (18), wobei die Motoren (12, 17) vorzugsweise Elektromotoren sind, und wobei zumindest ein Teil der Antriebe (11, 16) mittels jeweils eines Schwenkmechanismus zwischen einer Senkrechtstartposition für den Schwebeflug und eine Horizontalflugposition für den Horizontal- bzw. Reiseflug verschwenkbar sind, und wobei der mindestens eine hintere oder vordere Antrieb (11, 16) derart angeordnet und ausgelegt ist, dass er im Betrieb mehr als 50% der zum Schweben des Luftfahrzeugs (1) notwendigen Schwebeflugschubkraft aufbringt und für den Horizontalflug abklappbar ausgebildet ist, während der mindestens eine vordere bzw. hintere Antrieb (16, 11) derart angeordnet und ausgebildet ist, dass er im Betrieb weniger als 50% der zum Schweben des Luftfahrzeugs (1) notwendigen Schwebeflugschubkraft und mehr als 50% der Vortriebskraft, vorzugsweise 100%, im Horizontalflug aufbringt.



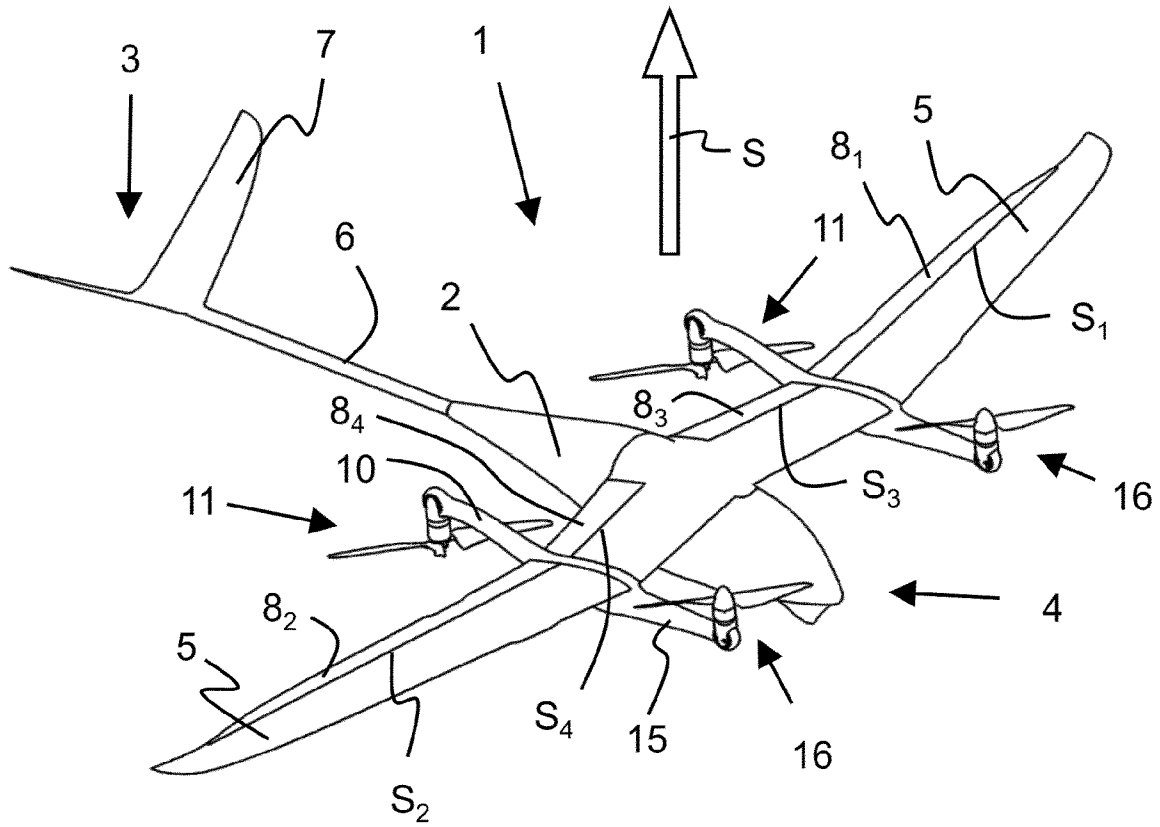


Fig. 3

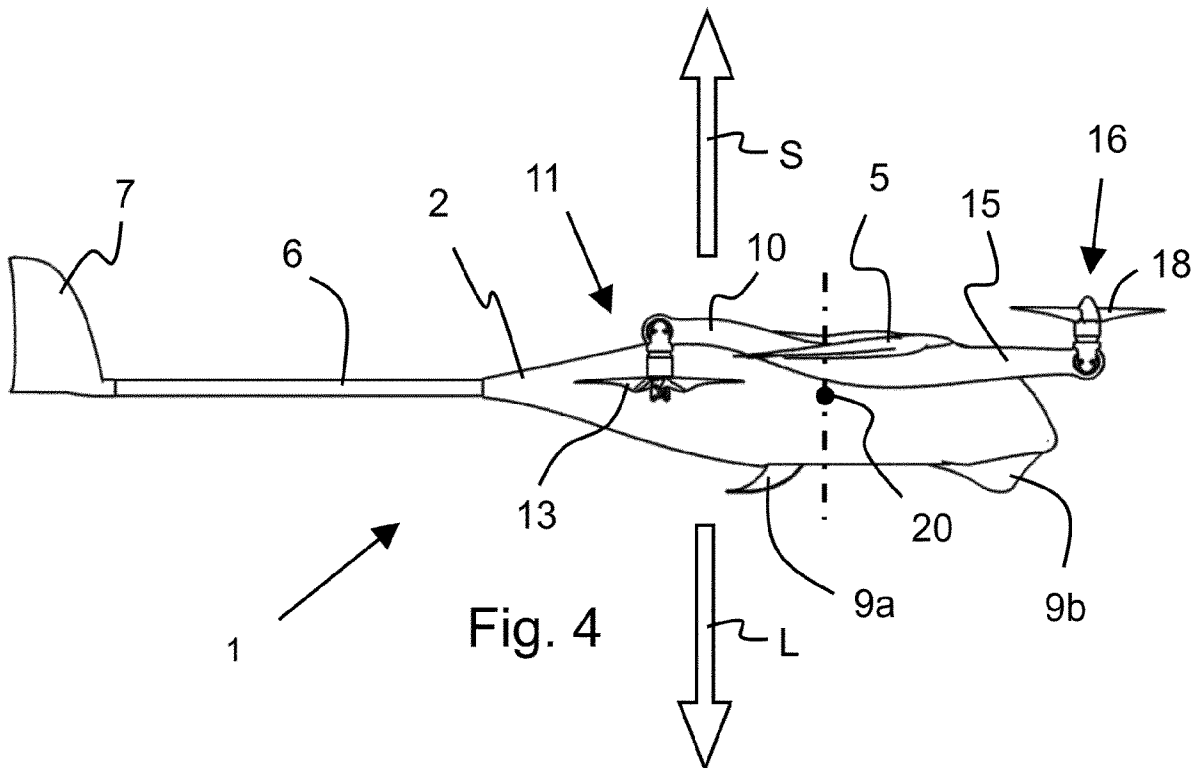


Fig. 4

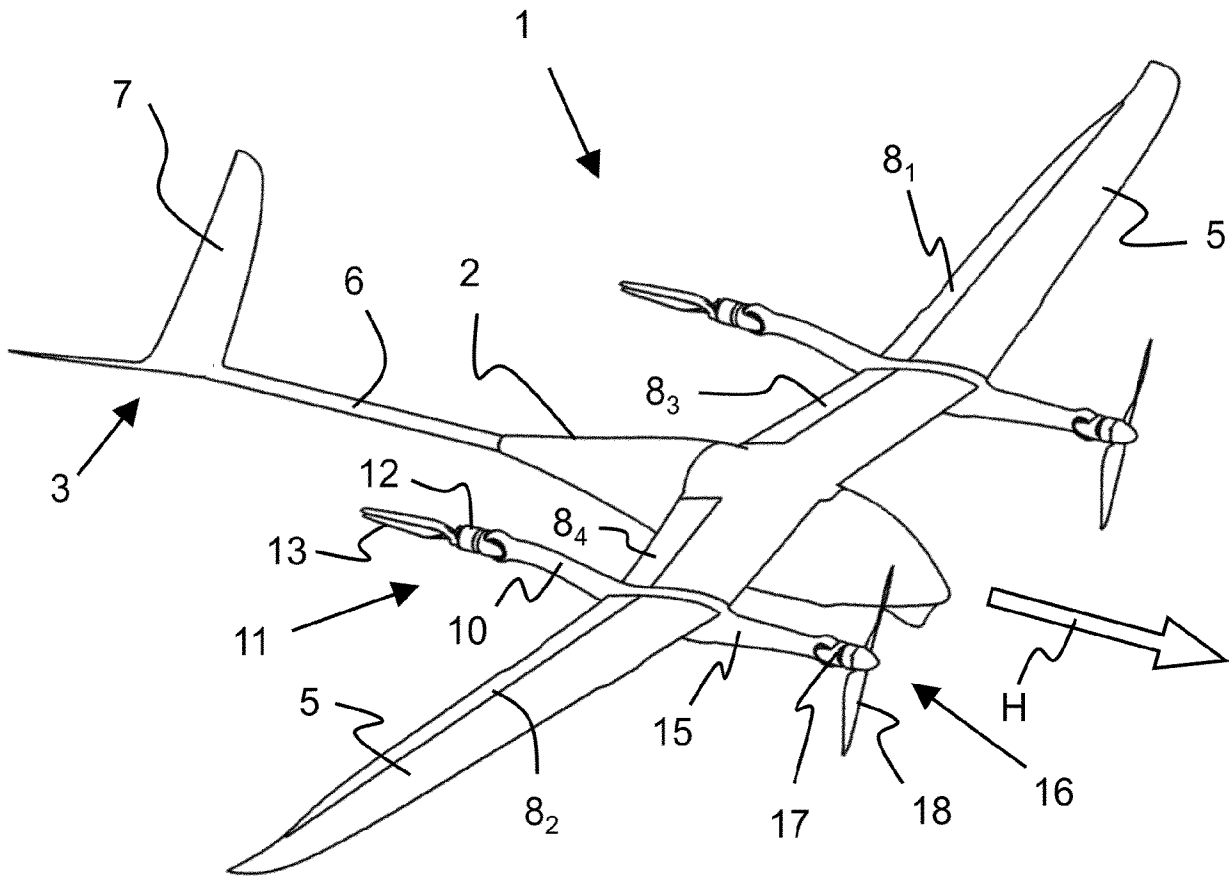


Fig. 5

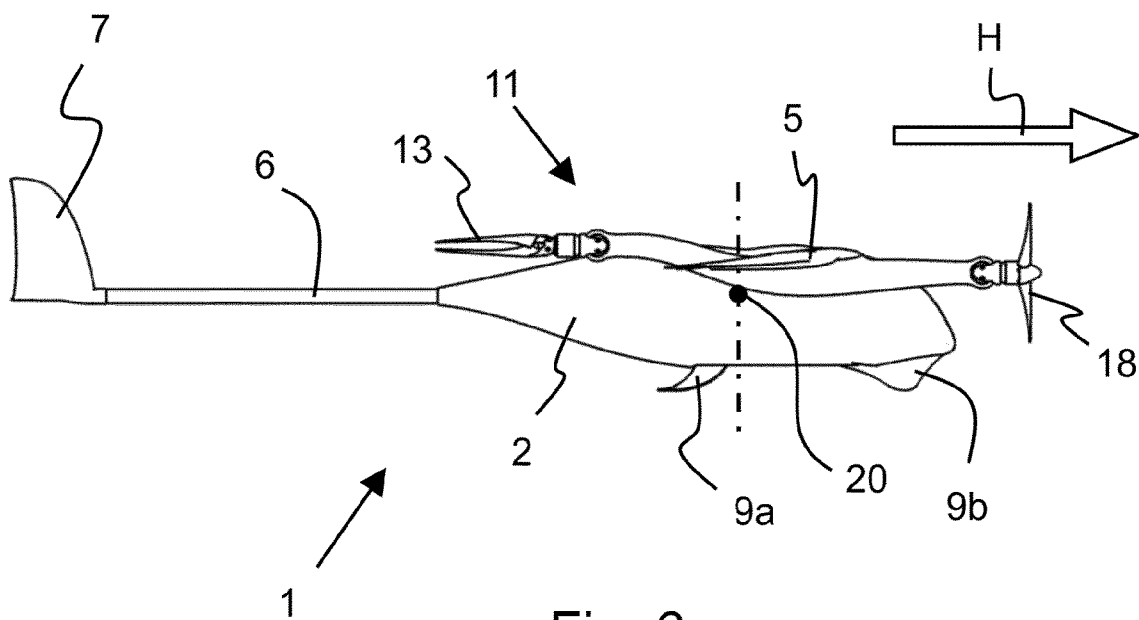


Fig. 6

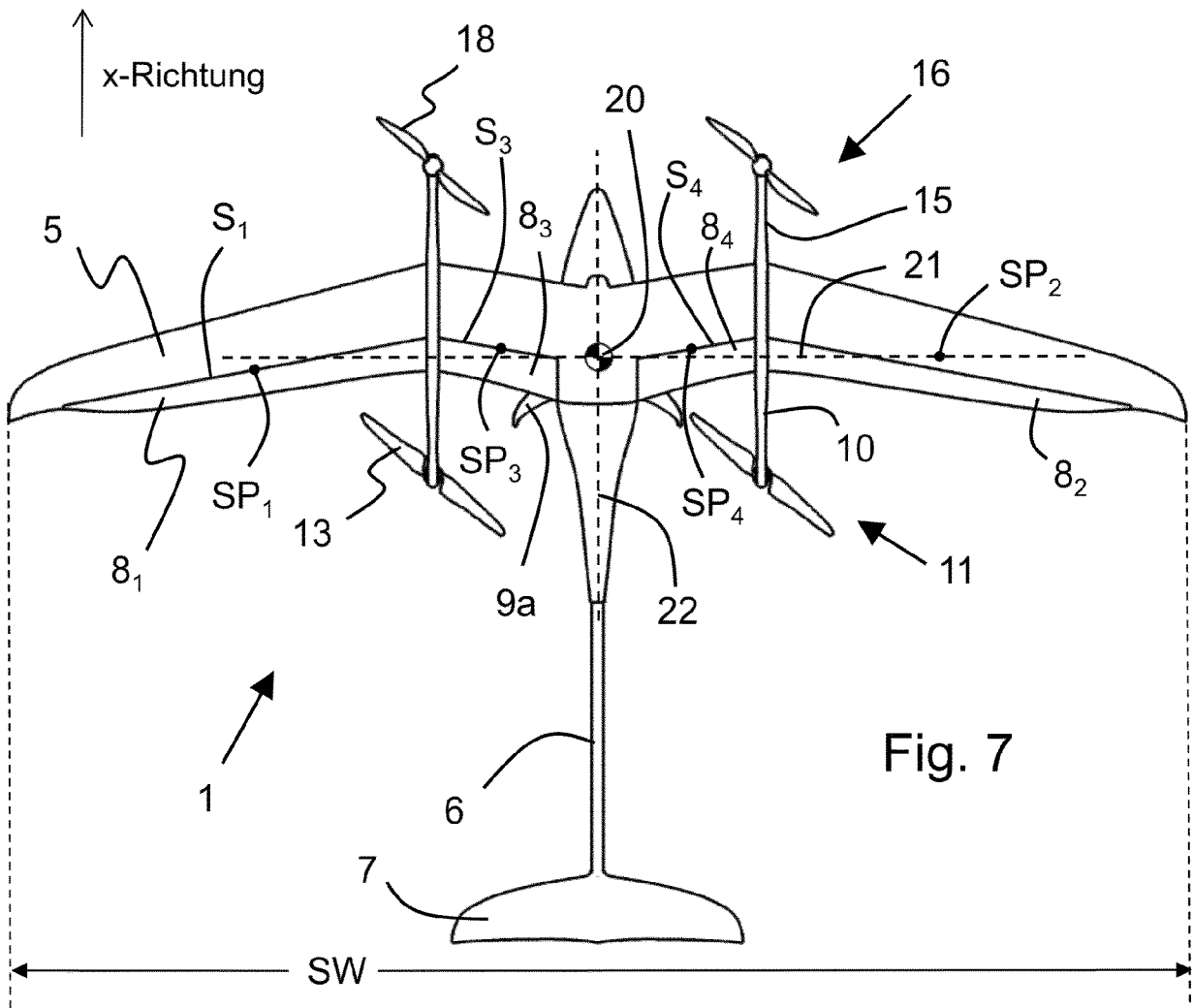


Fig. 7

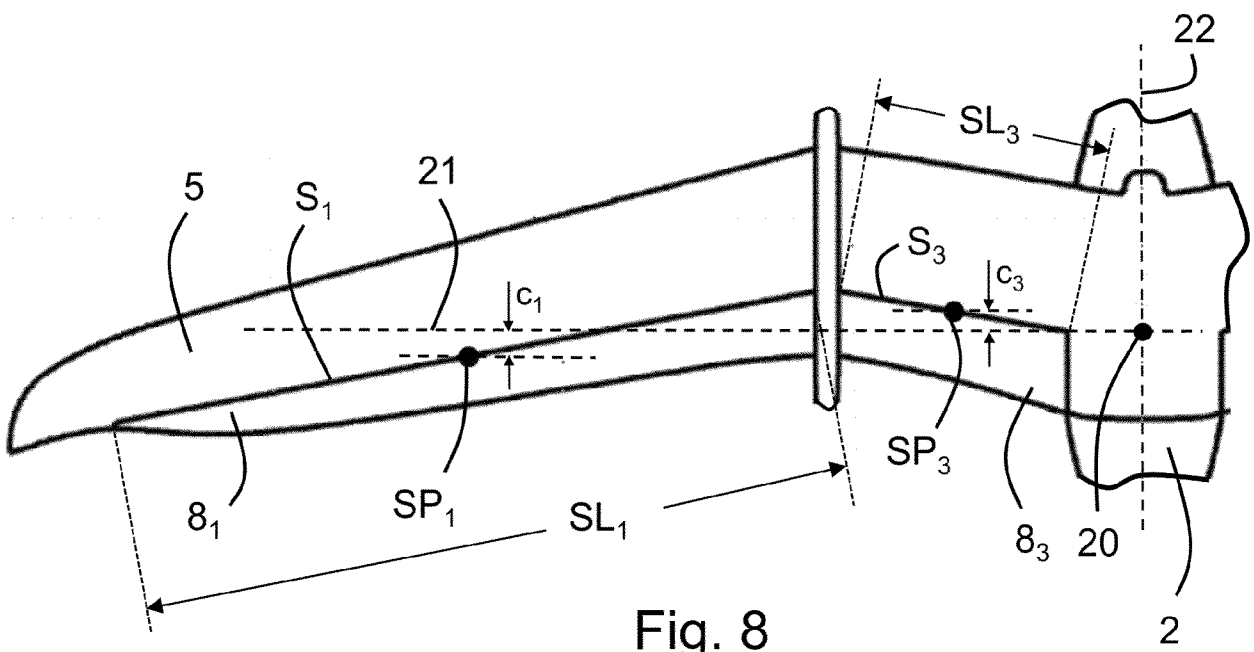


Fig. 8

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

**PCT/EP2018/076096**

<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b>		
<i>B64C 9/04</i> (2006.01)i; <i>B64C 5/02</i> (2006.01)i; <i>B64C 5/08</i> (2006.01)i		
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.
Y	WO 2015065551 A1 (LAM AVIAT INC [US]; LAM MICHAEL [US]; COLE GREG [US]) 07 May 2015 (2015-05-07) paragraph [0033]; figure 2	1-18
Y	US 2016052619 A1 (GAGLIANO CHRISTOPHER [US]) 25 February 2016 (2016-02-25) paragraphs [0047], [0050]; figure 6a	1-18
A	US 2006091258 A1 (CHIU TIEN S [US] ET AL) 04 May 2006 (2006-05-04) paragraph [0089] - paragraph [0091]	1-18
A	WO 2013178776 A1 (LOGO TEAM UG HAFTUNGSBESCHRAENKT [DE]) 05 December 2013 (2013-12-05) figures 1,2	14-18
A	WO 2017077144 A1 (FUVEX SISTEMES S L [ES]) 11 May 2017 (2017-05-11) paragraphs [0038], [0066]; figures 1-3	14-18
<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 <b>15 January 2019</b>		Date of mailing of the international search report <b>23 January 2019</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>Cuiper, Ralf</b>  Telephone No.

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

International application No.

**PCT/EP2018/076096**

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
WO	2015065551	A1	07 May 2015	US	2016161949	A1	09 June 2016
				US	2018088575	A1	29 March 2018
				WO	2015065551	A1	07 May 2015
-----							
US	2016052619	A1	25 February 2016	NONE			
-----							
US	2006091258	A1	04 May 2006	US	2006091258	A1	04 May 2006
				US	2008210818	A1	04 September 2008
-----							
WO	2013178776	A1	05 December 2013	CN	104364154	A	18 February 2015
				DE	102012104783	A1	24 December 2013
				EP	2855263	A1	08 April 2015
				US	2015136897	A1	21 May 2015
				WO	2013178776	A1	05 December 2013
-----							
WO	2017077144	A1	11 May 2017	ES	2611316	A1	08 May 2017
				WO	2017077144	A1	11 May 2017
-----							



A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDES INV. B64C9/04 B64C5/02 B64C5/08 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.
Y	WO 2015/065551 A1 (LAM AVIAT INC [US]; LAM MICHAEL [US]; COLE GREG [US]) 7. Mai 2015 (2015-05-07) Absatz [0033]; Abbildung 2 -----	1-18
Y	US 2016/052619 A1 (GAGLIANO CHRISTOPHER [US]) 25. Februar 2016 (2016-02-25) Absätze [0047], [0050]; Abbildung 6a -----	1-18
A	US 2006/091258 A1 (CHIU TIEN S [US] ET AL) 4. Mai 2006 (2006-05-04) Absatz [0089] - Absatz [0091] -----	1-18
A	WO 2013/178776 A1 (LOGO TEAM UG HAFTUNGSBESCHRAENKT [DE]) 5. Dezember 2013 (2013-12-05) Abbildungen 1,2 ----- -/--	14-18
<input checked="" type="checkbox"/> Weitere Veröffentlichungen sind der Fortsetzung von Feld C zu entnehmen <input checked="" type="checkbox"/> 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		Absenddatum des internationalen Recherchenberichts
15. Januar 2019		23/01/2019
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  Cuiper, Ralf

C. (Fortsetzung) ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN		
Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
A	WO 2017/077144 A1 (FUVEX SYSTEMS S L [ES]) 11. Mai 2017 (2017-05-11) Absätze [0038], [0066]; Abbildungen 1-3 -----	14-18

**INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT**

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2018/076096

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
WO 2015065551 A1	07-05-2015	US 2016161949 A1 US 2018088575 A1 WO 2015065551 A1	09-06-2016 29-03-2018 07-05-2015
-----			
US 2016052619 A1	25-02-2016	KEINE	
-----			
US 2006091258 A1	04-05-2006	US 2006091258 A1 US 2008210818 A1	04-05-2006 04-09-2008
-----			
WO 2013178776 A1	05-12-2013	CN 104364154 A DE 102012104783 A1 EP 2855263 A1 US 2015136897 A1 WO 2013178776 A1	18-02-2015 24-12-2013 08-04-2015 21-05-2015 05-12-2013
-----			
WO 2017077144 A1	11-05-2017	ES 2611316 A1 WO 2017077144 A1	08-05-2017 11-05-2017
-----			