

(12)

Patentschrift

(21) Anmeldenummer: A 673/2003

(51) Int. Cl.⁸: **B64C 29/00** (2006.01)
B64C 39/00 (2006.01)

(22) Anmeldetag: 2003-05-05

(43) Veröffentlicht am: 2008-02-15

(56) Entgegenhaltungen:
EP 0918686A US 1761053A
DE 19634522A US 6016992A
US 3361386A AT 411988
US 6007021A

(73) Patentanmelder:
IAT 21 INNOVATIVE AERONAUTICS
TECHNOLOGIES GMBH
A-4040 LINZ (AT)

(72) Erfinder:
SCHWAIGER MEINHARD DIPL.ING.
LINZ (AT)
FEICHTNER WOLFGANG
LINZ (AT)

(54) FLUGGERÄT

(57) Fluggerät mit einem Rumpf (1) und mindestens zwei am Rumpf (1) angebrachten Auftriebskörpern (2, 3, 4, 5), die im Wesentlichen hohlzylindrisch ausgebildet sind und die eine Vielzahl von tragflügelähnlich ausgebildeter Rotorblätter (8) aufweisen, die sich über den Umfang der Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) erstrecken und beweglich um ihre Längsachse schwenkbar angeordnet sind, wobei der Umfang der Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) durch mindestens eine Leitfläche (49, 50) teilweise abgedeckt ist, und wobei die Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) durch mindestens ein Antriebsaggregat angetrieben sind und jeweils eine Zylinderachse aufweisen, die im Wesentlichen parallel zu einer Längsachse (1a) des Fluggerätes ist, wobei die Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) mit Rotorblättern (8) versehen sind, deren hintere Teile unabhängig von der vorderen Teilen um eine Schwenkachse (8a) beweglich sind.

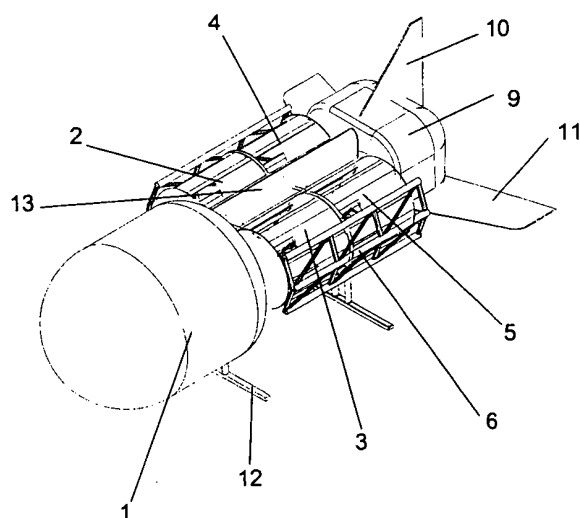


Fig. 1

Die Erfindung betrifft ein Fluggerät mit einem Rumpf und mindestens zwei am Rumpf angebrachten Auftriebskörpern, die im Wesentlichen hohlzylindrisch ausgebildet sind und die eine Vielzahl von tragflügelähnlich ausgebildeter Rotorblätter aufweisen, die sich über den Umfang der Auftriebskörper erstrecken und beweglich um ihre Längsachse schwenkbar angeordnet sind, wobei der Umfang der Auftriebskörper durch mindestens eine Leitfläche teilweise abgedeckt ist, und wobei die Auftriebskörper durch mindestens ein Antriebsaggregat angetrieben sind und jeweils eine Zylinderachse aufweisen, die im Wesentlichen parallel zu einer Längsachse des Fluggerätes ist.

Es sind vielfache Anstrengungen unternommen worden, die Vorteile eines Flugzeugs mit denen eines Hubschraubers zu vereinen. Von besonderem Interesse ist dabei die Eigenschaft von Hubschraubern, senkrecht starten und landen zu können, oder auch bei Bedarf in der Luft stillstehen zu können, um beispielsweise Personen zu bergen, bzw. um spezielle Transport- und Montageflugmanöver oder ähnliche Aufgaben zu erfüllen. Nachteilig bei bestehenden Hubschraubern sind, der hohe technische Aufwand, insbesondere im Bereich der Rotorsteuerung, sowie das enorme Absturzrisiko bereits bei geringfügigster Berührung der rotierenden Rotorflügel mit einem Hindernis wie z. B. Baumwipfel oder Felswände. Gerade Einsatzbedingungen, wie Alpinbergungen, sind äußerst kritisch, da einerseits eine Position möglichst nahe an z. B. einer Felswand erforderlich wäre, andererseits die geringste Kollision bereits fatale Auswirkungen zur Folge hat; somit kann nur unter Einhaltung entsprechend großer Sicherheitsabstände gearbeitet werden. Ein weiterer Nachteil ist der hohe Treibstoffverbrauch von Hubschraubern, der auch im Reiseflug gegeben ist.

Um diese Nachteile zu vermeiden, sind so genannte VTOL- oder STOL-Flugzeuge entwickelt worden, die vom Aufbau her grundsätzlich Flugzeugen ähneln, jedoch durch verschiedene technische Maßnahmen mit der Fähigkeit ausgestattet sind, senkrecht starten und landen zu können, oder zumindest mit extrem kurzen Start- und Landebahnen auskommen.

Eine solche Lösung ist beispielsweise in der EP 0 918 686 A offenbart. Diese Druckschrift beschreibt ein Flugzeug, das Tragflächen aufweist, die im Wesentlichen durch Querstromrotoren gebildet sind. Auf diese Weise ist es möglich, durch entsprechende Strahlumlenkung einen vertikal nach unten gerichteten Luftstrahl zu erzeugen, um den Senkrechtstart des Fluggerätes zu ermöglichen. Für den Reiseflug kann der Schub entsprechend umgelenkt werden.

Nachteilig bei dieser bekannten Lösung ist zum einen, dass die auf die Auftriebserzeugung optimierten Tragflächen einen hohen Luftwiderstand aufweisen, so dass der Treibstoffverbrauch insbesondere bei höheren Fluggeschwindigkeiten übermäßig groß ist und dass das Fluggerät insgesamt eine relativ große Spannweite aufweist. Es benötigt daher viel Platz und ist auch unter beengten Verhältnissen nicht oder nur schlecht einsetzbar.

Ein Fluggerät der eingangs erwähnten Art ist in der US 1,761,053 A offenbart. Es wird ein Fluggerät mit Rotoren beschrieben, wobei die Rotoren Auftriebskörper aufweisen, die parallel zur Achse des Rotors angeordnet und um ihre Längsachse verschwenkbar sind. Nachteilig an dieser Lösung ist, dass das Flügelprofil der einzelnen Auftriebskörper nicht gleichzeitig für die Auftriebserzeugung in den verschiedenen Quadranten des Rotors optimiert sein kann.

Ein weiteres Fluggerät, das Auftrieb unter Verwendung von abgewandelten Querstromventilatoren erzeugt, ist in der DE 196 34 522 A offenbart. Abgesehen von der Frage der nicht unmittelbar ersichtlichen Funktionsfähigkeit eines solchen Fluggerätes sind auch hier die oben beschriebenen Nachteile gegeben.

Ein weiteres Fluggerät mit einem Querstromrotor als Antriebselement ist aus der US 6,016,992 A bekannt. Auch hier ergibt sich durch den Querstromrotor in Flugrichtung eine sehr große Querschnittsfläche, und der Platzbedarf ist ähnlich hoch wie bei den oben beschriebenen Lösungen.

Ein weiteres bekanntes Fluggerät mit der Möglichkeit des Senkrechtstarts ist in der US 3,361,386 A offenbart. Bei diesem Flugzeug sind extrem variable Tragflächen vorgesehen, die mit Öffnungen zum Gasaustritt versehen sind. Durch den systembedingt schlechten Wirkungsgrad eines solchen Systems ist der Treibstoffverbrauch extrem hoch.

5

Eine weitere Variante eines derartigen Fluggerätes ist auch in der Patentschrift AT 411 988 beschrieben.

10

Dem Stand der Technik nahe liegend ist auch jenes Antriebskonzept für Wasserfahrzeuge, welches als Voith - Schneider Antrieb bekannt ist. Dieses seit ca. 75 Jahren bekannte Antriebssystem unterscheidet sich im wesentlichen dadurch, dass die Schwenkbewegung der einzelnen Schaufeln, während einer vollen Umdrehung des Drehkranzes, in einem festen kinematischen Verhältnis zueinander abläuft. Damit ist eine Vorschubkraft immer nur in eine einzige Richtung möglich. Im Unterschied dazu ist bei dem hier vorgestellten erfinderischen rotierenden Auftriebskörper, unabhängig von einer ersten Kraftkomponente, z. B. gleich bleibende vertikale Auftriebskomponente, eine zweite Kraftkomponente in Querrichtung erzeugbar.

15

20

Die gegenständliche Erfindung bezieht sich auf weitere Ausführungsvarianten von VTOL-Fluggeräten, die mit rotierenden Auftriebskörpern ausgerüstet sind, deren Drehachse im wesentlichen parallel zur Längsachse des Fluggerätes angeordnet ist.

25

Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist es, ein Fluggerät zu schaffen, das einen senkrechten Start und eine senkrechte Landung ermöglicht, das in der Luft einen Schwebezustand einnehmen kann, mit einer Beweglichkeit, die eine langsame Vorwärts-, Rückwärts-, parallele Seitwärtsbewegung nach Backbord oder Steuerbord sowie eine Drehbewegung um die Vertikalachse in bzw. gegen den Uhrzeigersinn ausführen kann, und das gleichzeitig für eine hohe Reisefluggeschwindigkeit geeignet ist. Durch die gewählte Ausbildung der äußeren geometrischen Form des Fluggerätes ist der Übergang von einem Schwebezustand in eine Vorwärtsbewegung mit hoher Reisefluggeschwindigkeit zu gewährleisten. Insbesondere soll dabei eine hohe Treibstoffökonomie erreicht werden, bei vergleichsweise geringem, technischem Aufwand. Ein weiterer Anspruch betrifft die Erfüllung der höchsten Sicherheitstechnischen Standards, die dem Fluggerät selbst bei einem Totalausfall der Antriebsmotore eine sichere Landung ermöglichen. Weiters sollen die rotierenden Auftriebskörper mit einer Verkleidung derart geschützt werden, dass das Fluggerät auch sehr nahe an Hindernisse (z. B. Felswand, Hochhauswand) heran manövriert werden kann und dass selbst bei Berührung des Fluggerätes mit einem Hindernis, bedingt durch die gegen Kollision geschützten rotierenden Elemente des Auftriebskörpers, ein Absturz sicher verhindert werden kann. Ein für den Piloten sicheres und kollisionsfreies Verlassen des Fluggerätes mittels Schleudersitz ist ebenfalls möglich, und stellt einen weiteren Anspruch dar.

30

35

40

45

50

Erfindungsgemäß werden diese Aufgaben dadurch gelöst, dass die Auftriebskörper mit Rotorblättern versehen sind, deren hintere Teile unabhängig von der vorderen Teilen um eine Schwenkachse beweglich sind. Das Fluggerät ist somit mit Auftriebskörpern versehen, die als Rotoren ausgebildet sind und mit einer Drehachse, die im wesentlichen parallel zur Längsachse des Fluggerätes angeordnet ist. Jeder Rotor ist mit einer bestimmten Anzahl tragflügelähnlicher Rotorflügel versehen, die im wesentlichen an zwei scheibenähnlichen Endkörpern derart angeordnet sind, dass während einer vollen Umdrehung des Auftriebskörpers (Rotors) die Mittelachse des Rotorblattes eine Kreisbewegung mit dem Abstand von der Drehachse als Radius ausführt, und das Rotorblatt während einer vollen Umdrehung individuell in seiner Lage verändert werden kann. Damit kann in jeder augenblicklichen Position des Rotorblattes eine definierte Krafteinwirkung (z. B. Auftriebskraft, Querkraft) auf das Fluggerät erzeugt werden.

55

Durch geeignete Wahl der Anordnung der Auftriebskörper im Fluggerät, ist zudem der Raum oberhalb der Pilotenkanzel freigehalten, sodass dem Piloten ein sicheres und kollisionsfreies Verlassen des Fluggerätes mittels Schleudersitz möglich ist (dies ist z. B. bei einem Hub-

schrauber nicht möglich).

Für den militärischen Einsatzbereich bietet diese Anordnung der Auftriebskörper eine weitere Möglichkeit und zwar können für Aufklärungszwecke Radar- bzw. andere optische Geräte auch oberhalb des Fluggerätes angeordnet werden. Mit diesem Fluggerät ist es nicht notwendig eine schützende Geländedeformation zu verlassen, ohne zuvor mit einem flexibel mit dem Fluggerät verbundenen Aufklärungsgerät, welches z. B. vertikal oberhalb des im Schwebzustand verharrenden Fluggerätes in die Höhe verbracht und anschließend wieder eingeholt werden kann, das Geschehen hinter der Geländedeformation erfasst und beurteilt zu haben.

Die erfindungsgemäße Lösung erlaubt ein Manövrieren des Fluggerätes auch bei niedrigen Geschwindigkeiten oder im Schwebflug, ohne die Drehzahl des Antriebsaggregats verändern zu müssen, da Richtung und Stärke der Auftriebskräfte durch die Steuerung der Rotorblätter in weiten Grenzen variierbar sind. Dadurch wird eine extrem große Wendigkeit erreicht.

Durch die Anordnung der Auftriebskörper parallel zum Rumpf können mehrere Vorteile gleichzeitig erreicht werden. Zum einen können die Auftriebskörper einen relativ großen Durchmesser aufweisen, ohne die Querschnittsfläche in Fortbewegungsrichtung allzu sehr zu erhöhen, wodurch auch im schnellen Reiseflug ein geringer Treibstoffbedarf gegeben ist. Zum anderen ist das erfindungsgemäße Fluggerät äußerst kompakt aufgebaut und benötigt somit nicht nur wenig Platz in einem Hangar oder dergleichen, sondern ist auch extrem wendig. Dies ermöglicht beispielsweise die Landung auf Waldlichtungen oder im inner städtischen Bereich zwischen Bauwerken, wo die Landung eines Hubschraubers aufgrund des vorgegebenen Rotordurchmessers nicht mehr möglich wäre. Überdies sind die als Rotor ausgebildeten Auftriebskörper besonders robust im Aufbau und umfassen im Allgemeinen außer den Rotorblättern selbst keine weiteren beweglichen Teile, so dass der technische Aufwand vertretbar ist. Durch die Anbringung der Auftriebskörper im unmittelbaren Nahbereich des Rumpfes ist die mechanische Beanspruchung der Rotoraufhängungen sehr gering, so dass eine entsprechende Leichtbauweise möglich ist, die wiederum zur Treibstoffersparnis beiträgt.

Eine besonders raumökonomische Anordnung der einzelnen Bauteile ist gegeben, wenn die Auftriebskörper im oberen Bereich des Rumpfes angeordnet sind. Zusätzlich wird dadurch eine besonders aerodynamisch günstige Ausführung erreicht, da der Ansaugbereich völlig frei und unbehindert durch sonstige Bauteile des Fluggerätes angeströmt werden kann.

Eine weitere besonders begünstigte Ausführungsvariante der Erfindung sieht vor, dass die Auftriebskörper durch Gasturbinen gegenläufig angetrieben sind. Ähnlich wie bei Hubschraubern ist auch hier bei Einsatz von Gasturbinen ein besonders günstiges Verhältnis von Leistung zu Eigengewicht gegeben. Ein zusätzlicher Vorteil gegenüber Hubschraubern besteht bei der vorliegenden Erfindung darin, dass die Drehzahlen der rotierenden Auftriebskörper wesentlich höher liegen als die von üblichen Hubschrauberrotoren, so dass sich der bauliche Aufwand für Getriebe wesentlich verringert. Je nach Baugröße, Einsatzzweck und Sicherheitsvorschriften können die beiden Rotoren von einer gemeinsamen Gasturbine angetrieben werden, oder es kann jedem Auftriebskörper eine eigene Gasturbine zugeordnet werden.

Der Wirkungsgrad der Auftriebskörper ist insbesondere dadurch verbessert, dass die im Rotor beweglich angeordneten Rotorblätter aus mindestens einer feststehenden Achse und zwei unabhängig voneinander beweglichen Rotorblattsegmenten bestehen, damit die Rotorblattgeometrie in jedem Augenblick in jeder aktuellen Position optimal an die jeweilige Situation angepasst werden kann; damit können sowohl die Auftriebskräfte und Seitenkräfte optimiert und die Widerstandskräfte minimiert werden.

Besonders hohe Reisegeschwindigkeiten können dadurch erreicht werden, dass zusätzliche Triebwerke zur Erzeugung eines Schubs für den Vortrieb des Fluggerätes vorgesehen sind. An sich ist es möglich und grundsätzlich für geringere Reisegeschwindigkeiten auch ausreichend,

dass der Vortrieb durch die verstellbaren Rotorflügel der Auftriebskörper erzeugt wird, in dem das Fluggerät in eine nach vorne abgesenkte Lage gebracht wird und aus der resultierenden Auftriebskraft eine Vorschubkraft abgeleitet wird. Die Reisegeschwindigkeit ist jedoch in diesem Fall begrenzt, so dass für höhere Reisegeschwindigkeiten in vorteilhafter Weise zusätzliche
5 Triebwerke eingesetzt werden. Diese können beispielsweise als Mantelstromtriebwerke ausgebildet werden. Der Start- und Landevorgang kann dadurch unterstützt werden, dass die zusätzlichen Triebwerke schwenkbar angeordnet sind. Einerseits kann dadurch die Auftriebskraft erhöht werden, wenn der Triebwerksstrahl senkrecht nach unten gerichtet ist, und andererseits kann durch entsprechende Steuerung des Schwenkwinkels die Manövrierbarkeit zusätzlich
10 erhöht werden.

Der Treibstoffverbrauch beim Senkrechtstart bzw. bei der Landung und beim Schwebeflug wird maßgeblich von der umgesetzten Luftmenge beeinflusst. Es ist daher insbesondere günstig, wenn sich die Auftriebskörper über mindestens 40%, vorzugsweise über mindestens 70% der
15 Länge des Rumpfes erstrecken. Auf diese Weise ist es möglich, bei vorgegebener Querschnittsfläche eine größtmögliche Auftriebsleistung der Auftriebskörper zu erzielen.

Die Manövrierfähigkeit, insbesondere im Schwebeflug und beim Start bzw. bei der Landung, kann dadurch verbessert werden, dass im Bereich der Luftauslassöffnungen verstellbare Leit-
20 schaufeln vorgesehen sind. Bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten ist die Möglichkeit der Steuerung durch das Leitwerk stark eingeschränkt, so dass sich eine ausreichende Manövrierbarkeit durch die individuelle Verstellbarkeit der Rotorblätter ergibt. Um eine Rotation des Fluggerätes auch um eine vertikale Achse zu ermöglichen, ist es in diesem Zusammenhang besonders bevorzugt, wenn die verstellbaren Rotorblätter in zwei paarweise gegenläufigen Auftriebskörpern
25 angeordnet sind und aus jeweils zwei Segmenten bestehen, die unabhängig voneinander betätigt werden können. Weitere verstellbare Leitschaukeln, die um eine Querachse des Fluggerätes schwenkbar sind, ermöglichen eine Vorwärts- und Rückwärtsbewegung im Schwebezustand, die besonders fein steuerbar ist.

Weiters ist es besonders bevorzugt, wenn die Auftriebskörper mit einer äußeren Verkleidung als
30 mechanischen Schutz der Rotorblätter gegen eine Kollision mit einem festen Hindernis ausgebildet sind. Dies bedeutet, dass die Verkleidung nicht nur zur Aufnahme der Lagerung der Rotorwelle, sondern auch in mechanisch entsprechend robuster Weise ausgebildet ist, um die Auftriebskörper gegenüber einer Beschädigung zu schützen, wenn das Fluggerät mit geringer
35 Relativgeschwindigkeit eine Kollision mit einem Hindernis erleidet.

In der Folge wird die vorliegend Erfindung anhand der in den Figuren dargestellten Ausführungsbeispiele näher erläutert.

Es zeigen Fig. 1 eine schematische Ansicht eines erfindungsgemäßen Fluggerätes in axonometrischer Darstellung, Fig. 2 eine Seitenansicht des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 3 einen Schnitt des Fluggerätes von Fig. 1 entlang der Linie A - A in Fig. 2, Fig. 4 einen Schnitt des Fluggerätes von Fig. 1 entlang der Linie A - A in Fig. 2 mit der Darstellung einer geöffneten bzw.
45 geschlossenen Verkleidung der Auftriebskörper, wie sie für eine hohe Reisegeschwindigkeit vorgesehen sind, Fig. 5 eine Ansicht des Fluggerätes von Fig. 1 von vorne, Fig. 6 eine Ansicht des Fluggerätes von Fig. 1 von oben, Fig. 7 - Fig. 7b zeigen schematisch einen Auftriebskörper des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 8 - Fig. 8b zeigen die Anordnung, Drehrichtung und Wirkungsweise des Auftriebskörpers des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 9 bis Fig. 9b zeigen ein Rotorblatt mit zwei beweglichen Segmenten im Querschnitt in der Stellung Auftriebskräfte neutral, maximaler Auftrieb und negativer Auftrieb des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 10 - Fig. 10d zeigen Rotorblätter Anstellungen in ausgewählten Positionen entlang der Drehrichtung des Auftriebskörpers des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 11 zeigt eine Variante eines Auftriebskörpers mit einteiligen Rotorblättern und mechanischer Anstellung der Rotorblätter eines Auftriebskörpers des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 12 zeigt die einzelnen Auftriebskräfte der Auftriebskörper zur Erzielung eines stabilen Gleichgewichtes in der Luft des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 12a und
50

Fig. 12b zeigen die Lage der Einzel- und Gesamtmassenschwerpunkte des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 13 zeigt die nach vorne geneigte Lage des Fluggerätes von Fig. 1 zur Erzielung einer Vorwärtsantriebskomponente für eine langsame Vorwärtsbewegung, Fig. 14 - Fig. 14d zeigen die Auftriebskörperanordnung und die Anstellung der Rotorblätter zur Erzeugung von Seitenkräften für die Querbewegung des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 15 zeigt die Erzeugung einer paarweise gegensinnig wirkenden Kraftkomponente quer zur Längsachse des Fluggerätes zur Erzeugung einer Drehbewegung des Fluggerätes um die Vertikalachse, Fig. 16 - Fig. 16c zeigen eine besondere Variante eines Auftriebskörpers mit „doppelter“ Länge und schränk baren Rotorblättern zur Erzeugung unterschiedlicher Auftriebs- bzw. Querkräfte des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 17 zeigt die Anstellung der Rotorblätter während eines Sinkfluges im freien Fall zwecks Autorotation des Auftriebskörpers z. B. nach einem Motorausfall des Fluggerätes von Fig. 1, Fig. 18 - Fig. 18g zeigen eine Ausführungsvariante eines Fluggerätes mit nur zwei Auftriebskörpern, die gegenläufig angetrieben, hintereinander in einer Mittelachse des Fluggerätes angeordnet sind, Fig. 19 - Fig. 19b zeigen eine Ausführungsvariante eines Fluggerätes mit einem System gegenläufiger Querstromrotore mit einer gemeinsamen Drehachse, Fig. 20 zeigt eine schematische Ansicht eines erfindungsgemäßen Fluggerätes mit der Anordnung eines mit dem Fluggerät flexibel verbundenen Aufklärungsgerätes.

Das Fluggerät gem. Fig. 1 bis Fig. 6 besteht aus einem Rumpf (1) mit einer Längsachse (1a) und vier parallel zu dieser Längsachse in bevorzugter Weise oberhalb der Schwerpunktlage S (32) angeordnete Auftriebskörper (2, 3, 4 und 5), die von einem Seitenschutz (6) gegen Kollision mit einem festen Hindernis geschützt sind. Im hinteren Bereich (9) befinden sich in an sich bekannter Weise ein Höhenleitwerk (11) und ein Seitenleitwerk (10), vorzugsweise auch das Antriebsaggregat (z. B. eine od. zwei Gasturbine(n) und das Getriebe) sowie zusätzliche Antriebsaggregate (hier nicht näher dargestellt), ausgeführt als z. B. Mantelstromtriebwerke, die dem Fluggerät eine hohe Reisefluggeschwindigkeit verleihen bzw. bei entsprechender schwenkbarer Ausführung den Start- und Landevorgang unterstützen können. Kufen bzw. ähnliche Standbeine (12) stützen das Fluggerät am Boden ab. Mittels Längsstreben (13, 14), die eine strömungsgünstige Querschnittsform oder eine gewichtsoptimierte Fachwerkskonstruktion aufweisen können, ist der hintere Bereich des Fluggerätes mit dem vorderen Bereich verbunden, weiters ist mit den Längsstreben und dem Seitenschutz eine stabile Konstruktion für eine Lagerung (hier nicht näher dargestellt) der Auftriebskörper im mittleren Bereich vorgesehen. In Fig. 2 sind die Längenverhältnisse ersichtlich, wonach die Länge der rotierenden Auftriebskörper etwa 50 % der Gesamtlänge, vorzugsweise 30 bis 70 %, des Fluggerätes entspricht. In Fig. 3 sind die gegenläufig um die Drehachsen (7a, 7b) rotierenden Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) mit den Drehrichtungen (20a, 20b) und den zur Erzeugung der Auftriebskraft erforderlichen Rotorblättern (8) ersichtlich. Für eine hohe Reisegeschwindigkeit bei gleichzeitiger Treibstoffökonomie sind zusätzliche Antriebsaggregate, hier nicht näher dargestellt, vorgesehen und zur Reduzierung des Luftwiderstandes werden die Auftriebskörper, die bei einer hohen Reisegeschwindigkeit nicht den erforderlichen Auftrieb erzeugen können, mittels geeigneter Verkleidungsschürzen strömungsgünstig im Fluggerät abgedeckt. Gemäß Fig. 4 können diese Verkleidungsschürzen als kompakte Flächen (40a, 40b) ausgebildet sein (wie z. B. in Fig. 4 im geöffneten Zustand, für eine optimale Wirkung der Auftriebskörper, dargestellt), bzw. als ein System von Lamellen (40a', 40b', 41a', 41b'), die wahlweise zu einer geschlossenen Verkleidung oder für einen ungehinderten Luftdurchlass angestellt werden können. Wie in Fig. 7, 7a und 7b dargestellt, besteht ein Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) im Wesentlichen aus einer Drehachse (7), aus zwei Endscheiben (2a - 2b, 3a - 3b, 4a - 4b, 5a - 5b) mit einem Durchmesser D und einer bestimmten Anzahl (vorzugsweise 4 bis 10) von Rotorblättern (8), die beweglich um eine Schwenkachse (8a) in den beiden Endscheiben (z. B. 2a - 2b) angeordnet sind, und bei einer vollen Umdrehung eine Kreisbahn (23a) mit dem Radius R (23) beschreiben. Die Tiefe des Rotorblattes t (8e) ist abhängig von der Größenordnung der Gesamtkonstruktion und beträgt ca. 30 bis 50% des Kreisbahnradius R (23), die Länge L (8d) des Rotorblattes (8) beträgt vorzugsweise ca. 25 bis 35 % der Gesamtlänge des Fluggerätes. Im Betriebszustand rotiert der Auftriebskörper mit Nenndrehzahl (vorzugsweise ca. 750 bis 3000 1/min) um die Drehachse (7), und während einer vollen Umdrehung werden die Rotorblätter (8) in jeder augenblicklichen Position

individuell in Bezug auf die Tangente (23b) der Kreisbahn (23a) mit dem Radius R (23) ange-
stellt, sodass im Bereich der oberen und unteren Extremlage maximale Auftriebskräfte erzeugt
werden können und in den beiden vertikalen Extrempositionen ausschließlich Strömungswider-
standskräfte auf das Rotorblatt einwirken. Die bevorzugte Anordnung der Drehrichtung (20) der
5 Auftriebskörper im Fluggerät ist gegenläufig. In Fig. 8 sind die Strömungsverhältnisse näher
dargestellt, wobei aufgrund der Rotorblättergeometrie die Tragflügeltheorie maßgeblich ist, der
zufolge jeweils unterhalb des angestellten Rotorblattes bei einer definierten Relativgeschwin-
digkeit eine Druckerhöhung und oberhalb ein Unterdruck erzeugt wird. Die entsprechenden
10 Kraftkomponenten, die auf ein Rotorblatt einwirken, resultieren aus diesen beiden Druckkom-
ponenten. Bei entsprechender Anstellung der Rotorblätter relativ zur Tangente (23b) der Kreis-
bahn (23a) während einer vollen Umdrehung der Auftriebskörper mit Nenndrehzahl wird Umge-
bungsluft bevorzugt von oben angesaugt (18a), in den rotierenden Auftriebskörper hineinge-
presst (18b), nach unten angesaugt (19a) und hinausgepresst (19b). Eine optimale Ausführ-
15 ungsvariante ist in den Fig. 9, Fig. 9a und Fig. 9b dargestellt. Bei dieser Ausführungsvariante
besteht das Rotorblatt (8) aus mindestens drei Elementen und zwar einer stabilen Schwenk-
achse (8a), einer beweglichen Rotorblattnase (8b) und einer beweglichen Rotorblattspitze (8c).
Für den Normalbetrieb sind die Rotorblattnase (8b) um den Winkel α (21a), vorzugsweise um
 $\pm 3^\circ - 10^\circ$ relativ zur Tangente (23b) der Kreisbahn (23a) schwenkbar und die Rotorblattspitze
20 (8c) um den Winkel β (21b), vorzugsweise um $\pm 3^\circ$ bis 10° relativ zur Tangente (23b) der
Kreisbahn (23a) schwenkbar. Für den Sonderfall „Autorotation“ sind Rotorblattspitze und Rotor-
blattnase um $> 90^\circ$, vorzugsweise ca. 105° aus schwenkbar. Gemäß Fig. 9a ist eine vertikale
Kraftkomponente F_a (22) in Richtung Drehachse (7) des Auftriebskörpers erzeugbar, wenn bei
Nenndrehzahl in der oberen Extremposition die Rotorblattnase (8b) mit dem Winkel $\alpha < 0^\circ$ und
25 die Rotorblattspitze mit dem Winkel $\beta > 0^\circ$, jeweils bezogen auf die Tangentenrichtung (23b)
der Umlaufkreisbahn (23a), angestellt werden und vice versa gemäß Fig. 9b ist eine vertikale
Kraftkomponente F_a (22) entgegen Richtung Drehachse (7) des Auftriebskörpers erzeugbar,
wenn bei Nenndrehzahl in der oberen Extremposition die Rotorblattnase (8b) mit dem Winkel
 $\alpha > 0^\circ$ und die Rotorblattspitze mit dem Winkel $\beta < 0^\circ$, jeweils bezogen auf die Tangentenrich-
30 tung (23b) der Umlaufkreisbahn (23a), angestellt werden. In Fig. 10 sind die beiden gegenläufig
angetriebenen Auftriebskörper mit den zur Erzeugung einer maximalen Auftriebskraft bei Nenn-
drehzahl optimalen Anstellungen der Rotorblätter in den unterschiedlichen Positionen im Detail
dargestellt. Fig. 10a (Detail W von Fig. 10) zeigt die Winkelverhältnisse der Rotorblattnase und
Rotorblattspitze beim Eintritt in die obere Umlaufbahn nach dem Verlassen der neutralen Verti-
35 kalposition, Fig. 10b (Detail X von Fig. 10) zeigt die Winkelverhältnisse der Rotorblattnase und
Rotorblattspitze in der oberen Extremposition der Umlaufbahn, Fig. 10c (Detail Y von Fig. 10)
zeigt die Winkelverhältnisse der Rotorblattnase und Rotorblattspitze in der oberen Umlaufbahn
vor dem Eintritt in die neutrale Vertikalposition, Fig. 10d (Detail Z von Fig. 10) zeigt die Winkel-
verhältnisse der Rotorblattnase und Rotorblattspitze in der unteren Extremposition der Umlauf-
40 bahn.

Eine vereinfachte Variante eines Auftriebskörpers ist in Fig. 11 dargestellt. Diese Variante un-
terscheidet sich von der zuvor beschriebenen dadurch, dass die Rotorblätter (8) einteilig um
eine Schwenkachse schwenkbar ausgeführt sind und mechanisch mit Hilfe eines Kopplungs-
45 gliedes (28), welches als Gestänge oder einer sonstigen Konstruktion, zur Übertragung von
Zug- und Druckkräften, ausgeführt sein kann, angesteuert werden können. In einer bevorzugten
Ausführungsvariante wird das Kopplungsglied in einer speziellen Kulisse (29, 30), die in den
beiden Endscheiben (2a-2b, ... 5a-5b) untergebracht ist, derart geführt, dass, zur Erzeugung
einer optimalen Auftriebskraft bei Nenndrehzahl, während einer vollen Umdrehung des Auf-
50 triebskörpers (2, 3, 4, 5) um die Drehachse (7) mit der Drehrichtung (20) und dem jeweils aktu-
ellen Drehwinkel δ (31) das Rotorblatt (8) in der oberen Extremlage mit dem Winkel α' (21c), in
der unteren Extremlage mit dem Winkel α'' (21d) $> \alpha'$ (21c) und in den beiden seitlichen Extrem-
lagen jeweils vertikal, d. h. parallel zur Tangentenrichtung der Umlaufkreisbahn (23a), angestellt
werden kann. Seitenkräfte zur Erzeugung einer Seitwärtsbewegung bzw. einer Drehbewegung
55 um die Vertikalachse des Fluggerätes werden durch eine entsprechende Verstellung der Kulisse
(29, 30) in Querrichtung (27x) erreicht, wobei unter Beibehaltung der Drehzahl des Auftriebs-

körpers die Auftriebskräfte unverändert bleiben. Eine Beeinflussung der Auftriebskräfte ist durch Verstellung der Kulissee (29, 30) durch Veränderung der Mittelpunktslage (27) in Vertikalrichtung (27z) vorgesehen. Die Mittelachse (27y) liegt parallel zur Drehachse (7). Ein Fluggerät, ausgerüstet mit einem Auftriebskörper gemäß dieser Ausführungsvariante wäre sogar vollständig mechanisch steuerbar.

Eine stabile Gleichgewichtslage (Fig. 12 bis Fig. 12b) in der Luft ist dadurch gegeben, dass jeder einzelne Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) individuelle Auftriebskräfte A_1 bis A_4 (35a, 35b, 35c und 35d) erzeugen kann und damit ein Gleichgewichtszustand zum Gesamtmassenschwerpunkt S (32) der Gesamtmasse m (33) bzw. zu den Hauptteilmassenschwerpunkten (32a) der Teilmasse aus Pilotenkanzel m_1 (33a), mit dem Teilschwerpunktsabstand s_1 (34a), und (32b) der Teilmasse aus dem rückwärtigen Bereich des Fluggerätes m_2 (33b), mit dem Teilschwerpunktsabstand s_2 (34b), und dem seitlichen Schwerpunktsabstand s_3 (34c) des Gesamtmassenschwerpunkt S (32) der Gesamtmasse m (33) zu jeder Situation hergestellt werden kann. Damit kann jederzeit auch auf sich verändernde Gleichgewichtslagen reagiert werden.

Nach Erreichen einer definierten Höhenposition, die mittels der rotierenden Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) eingenommen werden kann, ist ein Übergang von einem Schwebезustand in eine langsame Vorwärtsbewegung bzw. Rückwärtsbewegung dadurch möglich, dass das Fluggerät eine Neigungslage (Fig. 13) einnimmt und aus der resultierenden Auftriebskraft (35a, 35b) der Auftriebskörper eine Kraftkomponente (35a', 35b') abgeleitet werden kann, die eine Vorwärts- bzw. Rückwärtsbeschleunigung ermöglicht, während die vertikale Kraftkomponente (35a'', 35b'') das Fluggerät weiterhin vertikal im Gleichgewicht hält.

Eine Bewegung des Fluggerätes quer zur Längsachse ist im Schwebезustand durch eine spezielle Anstellung der Rotorblätter zur Tangentenrichtung (23b) der Bewegungsbahn (23a) der Rotorblätter möglich. In Fig. 14 ist eine Querbewegung mit der Geschwindigkeit v_x (36) dargestellt, die dadurch erreicht wird, dass gemäß Fig. 14a die Rotorblätter in der Position der vertikalen Extremlage in eine entsprechende Neigungslage (21) gebracht werden, sodass von einer Richtung Luft angesaugt (18a) und quasi quer durch das Fluggerät ausgepresst (19b) wird; auch hier ist die Tragflügeltheorie anzuwenden. In Fig. 14b ist die Rotorblattstellung in einer neutralen Lage dargestellt, während gemäß Rotorblattanstellung nach Fig. 14c auf das Fluggerät eine Kraftkomponente F_q (22) von der Drehachse weg ausgeübt werden würde und eine Bewegung mit der Geschwindigkeit v_x (36) von rechts nach links zur Folge hätte und gem. Darstellung nach Fig. 14d auf das Fluggerät eine Kraftkomponente F_q (22) in entgegengesetzter Richtung, in Richtung der Drehachse ausgeübt werden würde und eine Bewegung mit der Geschwindigkeit v_x (36) von links nach rechts zur Folge hätte. Durch paarweise gegensinnige Erzeugung der Kraftkomponenten F_q (22) im vorderen und rückwärtigen Bereich des Auftriebskörpers gemäß Fig. 15, kann eine Drehbewegung (36a) im Schwebезustand um die Vertikalachse (1b) des Fluggerätes im bzw. gegen den Uhrzeigersinn erreicht werden.

Die gleichen wie zuvor beschriebenen Effekte und Manöver lassen sich auch dann erreichen, wenn anstatt vier nur zwei paarweise gegenläufig angeordnete Auftriebskörper (2, 3) eingesetzt werden, die jedoch mit einer doppelten Länge $2L$ (8d) ausgeführt werden (Fig. 16). Bei dieser Ausführungsvariante sind die Rotorblätter elastisch um die Schwenkachse (8a) deformierbar. Die Rotorblattnase (8b) und die Rotorblattspitze (8c) können parallel an beiden Enden verschoben werden oder unterschiedlich. In Fig. 16a ist eine neutrale Lage des Rotorblattes (Schnitt II-II von Fig. 16) dargestellt, wie sie bei einer gegensinnigen Verschiebung der beiden Enden des Rotorblattes gem. Fig. 16b (Schnitt I-I von Fig. 16) und Fig. 16c (Schnitt III-III von Fig. 16) entsteht. Damit ist es möglich, bei einer Ausführungsvariante mit nur zwei gegensinnig rotierenden Auftriebskörpern, unterschiedliche Schwerpunktslagen im Flug zu korrigieren, Vorwärts- und Rückwärtsbewegungen mit geringer Fluggeschwindigkeit auszuführen und Drehbewegungen um die Vertikalachse ausführen zu können.

Bei genügend großer Verstellmöglichkeit der Schwenkbewegung des Rotorblattes ist im Sink-

flug nach einem z. B. Ausfall eines Antriebsaggregates oberhalb einer kritischen Flughöhe eine Autorotation der Auftriebskörper und dadurch ein sicherer Landevorgang möglich. Fig. 17 zeigt die entsprechenden Anstellungswinkel α (21) der Rotorblätter und den Relativluftstrom (41) sowie die Rotationsrichtung (20) der Auftriebskörper, wenn das Fluggerät mit der Sinkgeschwindigkeit (40) im freien Fall in vertikaler Richtung nach unten fällt.

Eine weitere Ausführungsvariante eines Fluggerätes mit zwei gegensinnig rotierenden Auftriebskörpern (2, 3) ist in Fig. 18 dargestellt, wobei Fig. 18a eine Seitenansicht und Fig. 18b eine Frontansicht zeigt. Die beiden gegensinnig rotierenden Auftriebskörper sind entlang der Mittelachse des Fluggerätes entlang einer gemeinsamen Drehachse hintereinander angeordnet. Fig. 18c zeigt einen Schnitt I-I von Fig. 18a, worin die Lagerung der Drehachse der Auftriebskörper und die Seitenschutzverkleidung dargestellt sind. Fig. 18d zeigt den Schnitt II-II von Fig. 18a und Fig. 18e den Schnitt III-III von Fig. 18a woraus die Anordnung und Drehrichtung der beiden hintereinander liegenden Auftriebskörper ersichtlich sind, in der Darstellung für einen üblichen Schwebезustand bzw. Steigflug. Fig. 18f zeigt den Schnitt II-II von Fig. 18a und Fig. 18g zeigt den Schnitt III-III von Fig. 18a in der Stellung der Rotorblätter zur Erreichung der Autorotation im freien Sinkflug nach z. B. Ausfall eines Antriebsaggregates.

Fig. 19 zeigt eine weitere Ausführungsvariante eines Fluggerätes, geeignet für den vertikalen Start- und Landevorgang, ausgeführt jedoch mit Auftriebskörpern (36, 37, 38, 39), die als Querstromrotoren ausgebildet sind. Fig. 19a zeigt die Draufsicht eines derartigen Fluggerätes und Fig. 19b eine Darstellung gem. Schnitt I-I von Fig. 19. Bei dieser Ausführungsvariante sind so genannte Querstromrotoren im Einsatz, die mit äußeren Strömungsleiteinrichtungen (6) versehen sind, die entsprechend verstellbar angeordnet sind und damit wiederum eine schier unbegrenzte Manövrierbarkeit (Vorwärtsbewegung, Rückwärtsbewegung, Querbewegung, Drehbewegung um die Vertikalachse) erreichen lassen. Diese Auftriebskörper, ausgeführt als Querstromrotoren bestehen aus jeweils zwei runden Endscheiben, die eine Vielzahl von Rotorflügeln (36a, 37a) tragen und um eine Drehachse rotieren. In einer bevorzugten Ausführungsvariante sind zur Erhöhung von strömungstechnischen Wirkungsgraden, in jeweils einen äußeren Querstromrotor (36) ein innerer kleinerer Querstromrotor (37), mit gegenläufiger Drehrichtung, eingefügt.

Bedingt durch die Tatsache, dass oberhalb des Fluggerätes keine rotierenden Aggregate vorhanden sind, ist dem Piloten im Bedarfsfall ein gefahrloses und sicheres Verlassen des Fluggerätes auch mittels Schleudersitz möglich. Weiters kann gemäß Fig. 20 oberhalb des Fluggerätes auch ein als Aufklärungsgerät (43) bezeichnetes Aggregat (Radar, optischer Sensor, ...) vorgesehen sein, welches bei Bedarf, im Schwebезustand des Fluggerätes, mittels einer flexiblen Verbindung (44) vertikal in die Höhe verbracht (45) und anschließend wieder eingezogen werden kann. Dies ist u. a. dann sinnvoll, wenn mit dem Fluggerät im militärischen Einsatz ein Unterfliegen feindlicher Radarstrahlen hinter schützender Deckungen im Gelände oder in Gebäudefluchten erreicht werden soll, und zur Erfassung der militärischen Situation z. B. hinter einer schützenden Geländeformation, anstatt eines kurzfristigen gefahrvollen „Auftauchens“ nur das Aufklärungsgerät (43) vertikal in die Höhe geschossen, die militärische Situation erfasst und anschließend das Aufklärungsgerät mit der flexiblen Verbindung wieder sicher in den Rumpf des Fluggerätes eingebracht wird.

Die vorliegende Erfindung beschreibt ein Fluggerät, welches die Möglichkeit eines senkrechten Starts und einer senkrechten Landung aufweist, eine fast unbegrenzte Manövrierbarkeit im Schwebезustand erlaubt, eine hohe Reisegeschwindigkeit bei gleichzeitiger Treibstoffökonomie bietet, dem Piloten im Bedarfsfall ein sicheres Verlassen des Fluggerätes ermöglicht und ein flexibel angeordnetes Aufklärungsgerät oberhalb des Fluggerätes unterbringt.

Patentansprüche:

1. Fluggerät mit einem Rumpf (1) und mindestens zwei am Rumpf (1) angebrachten Auftriebskörpern (2, 3, 4, 5), die im Wesentlichen hohlzylindrisch ausgebildet sind und die eine Vielzahl von tragflügelähnlich ausgebildeter Rotorblätter (8) aufweisen, die sich über den Umfang der Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) erstrecken und beweglich um ihre Längsachse schwenkbar angeordnet sind, wobei der Umfang der Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) durch mindestens eine Leitfläche (49, 50) teilweise abgedeckt ist, und wobei die Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) durch mindestens ein Antriebsaggregat angetrieben sind und jeweils eine Zylinderachse aufweisen, die im Wesentlichen parallel zu einer Längsachse (1a) des Fluggerätes ist, *dadurch gekennzeichnet*, dass die Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) mit Rotorblättern (8) versehen sind, deren hintere Teile unabhängig von der vorderen Teilen um eine Schwenkachse (8a) beweglich sind.
2. Fluggerät nach Anspruch 1, *dadurch gekennzeichnet*, dass diese Auftriebskörper oberhalb der Schwerpunktlage des Fluggerätes angeordnet sind.
3. Fluggerät nach Anspruch 1 oder 2, *dadurch gekennzeichnet*, dass die Auftriebskörper (2, 3) durch Gasturbinen gegenläufig angetrieben sind.
4. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 3, *dadurch gekennzeichnet*, dass für eine hohe Reisegeschwindigkeit zusätzliche Triebwerke vorgesehen sind.
5. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 4, *dadurch gekennzeichnet*, dass diese zusätzlichen Triebwerke schwenkbar ausgeführt sein können, um eine zusätzliche Unterstützung beim Start, bei der Landung oder bei sonstigen Manövern zu ermöglichen.
6. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 5, *dadurch gekennzeichnet*, dass das Fluggerät mit zwei Auftriebskörpern (2, 3) ausgeführt ist, die entlang der Mittelachse des Fluggerätes hintereinander liegend, gegenläufig rotierend angeordnet sind.
7. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 5, *dadurch gekennzeichnet*, dass das Fluggerät mit zwei gegenläufig rotierenden Auftriebskörpern (2, 3) ausgeführt ist, deren Mittelachse parallel nebeneinander liegen.
8. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 5, *dadurch gekennzeichnet*, dass das Fluggerät mit vier Auftriebskörper (2, 3, 4, 5) ausgeführt ist, wobei jeweils zwei Auftriebskörper gegenläufig rotieren und parallel angeordnet sind.
9. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 8, *dadurch gekennzeichnet*, dass mittels individuell verstellbarer Rotorblätter (8) bei Nenndrehzahl Auftriebskräfte und Seitenkräfte erzeugt werden können.
10. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 9, *dadurch gekennzeichnet*, dass mittels individuell verstellbarer Rotorblätter (8) bei Nenndrehzahl im Schwebезustand unterschiedliche Schwerpunktlagen ausgeglichen werden können.
11. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 10, *dadurch gekennzeichnet*, dass mittels der individuell verstellbaren Rotorblätter (8) bei Nenndrehzahl ein vertikaler Steigflug, ein Schwebезustand, eine langsame Vorwärts- bzw. Rückwärtsbewegung, eine Drehbewegung gegen bzw. im Uhrzeigersinn und ein vertikaler Sinkflug ausgeführt werden kann.
12. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 11, *dadurch gekennzeichnet*, dass die Auftriebskörper (8) mit Abdeckungen (40, 41) versehen sind, ausgeführt als kompakte Abdeckungen oder als ein System von Lamellen, die einerseits einen ungehinderten Luftdurch-

lass gewährleisten und für eine hohe Reisegeschwindigkeit, wo der Wirkungsgrad der Auftriebskörper begrenzt ist, die Strömungsverluste reduzieren.

- 5 13. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 12, *dadurch gekennzeichnet*, dass die Auftriebskörper seitlich eine Schutzverkleidung (6) aufweisen, die einen ungehinderten Luftdurchlass gewährleisten, im Bedarfsfall jedoch den rotierenden Auftriebskörper gegen Kollision mit einem festen Hindernis schützen.
- 10 14. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 13, *dadurch gekennzeichnet*, dass der Auftriebskörper im Wesentlichen aus einer Drehachse (7), zwei Endscheiben (z. B. 2a, 2b) und Rotorblättern (8) besteht.
- 15 15. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 14, *dadurch gekennzeichnet*, dass oberhalb der Pilotenkanzel keine rotierenden Aggregate vorhanden sind und im Bedarfsfall der Pilot das Fluggerät mittels Schleudersitz sicher verlassen kann.
- 20 16. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 15, *dadurch gekennzeichnet*, dass oberhalb des Fluggerätes keinerlei rotierende Aggregate vorhanden sind, sodass ein spezielles Aufklärungsgerät (43) vertikal in die Höhe geschossen und wieder eingebracht werden kann.
- 25 17. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 16, *dadurch gekennzeichnet*, dass die Rotorblätter derart angestellt werden können, dass bei einem Totalausfall eines Antriebsaggregates oberhalb einer kritischen Höhe, der Auftriebskörper im Sinkflug des Fluggerätes in Autorotation versetzt werden kann und eine sichere Landung des Fluggerätes möglich ist.
- 30 18. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 7, *dadurch gekennzeichnet*, dass der Auftriebskörper als Querstromrotor ausgeführt ist.
- 35 19. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 18, *dadurch gekennzeichnet*, dass zwei Querstromrotoren gegenläufig rotierend hintereinander angeordnet sind.
- 40 20. Fluggerät nach einem der Ansprüche 1 bis 19, *dadurch gekennzeichnet*, dass in jeweils einem äußeren Querstromrotor ein zweiter kleinerer Querstromrotor mit gegenläufiger Drehrichtung eingeschrieben ist.

Hiezu 28 Blatt Zeichnungen

40

45

50

55

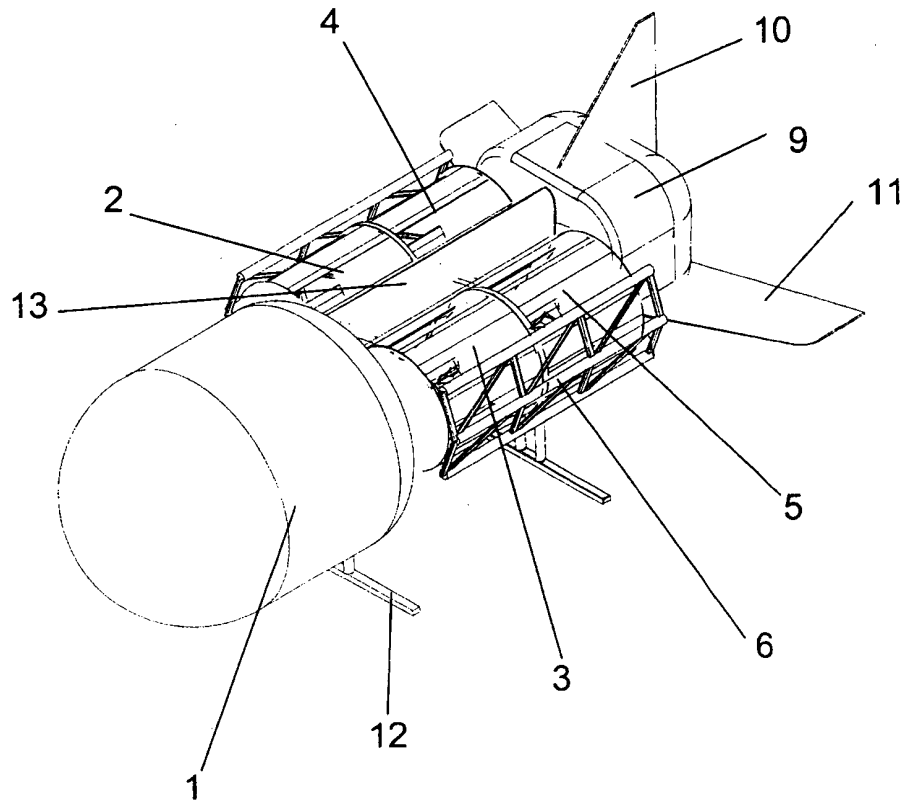


Fig. 1

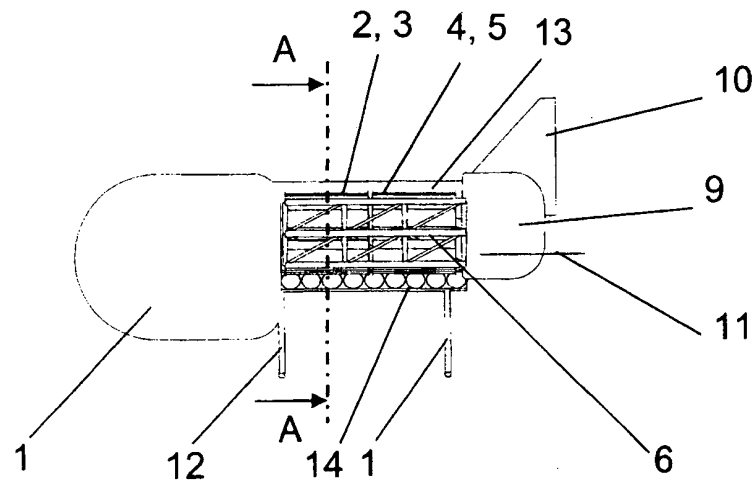


Fig. 2

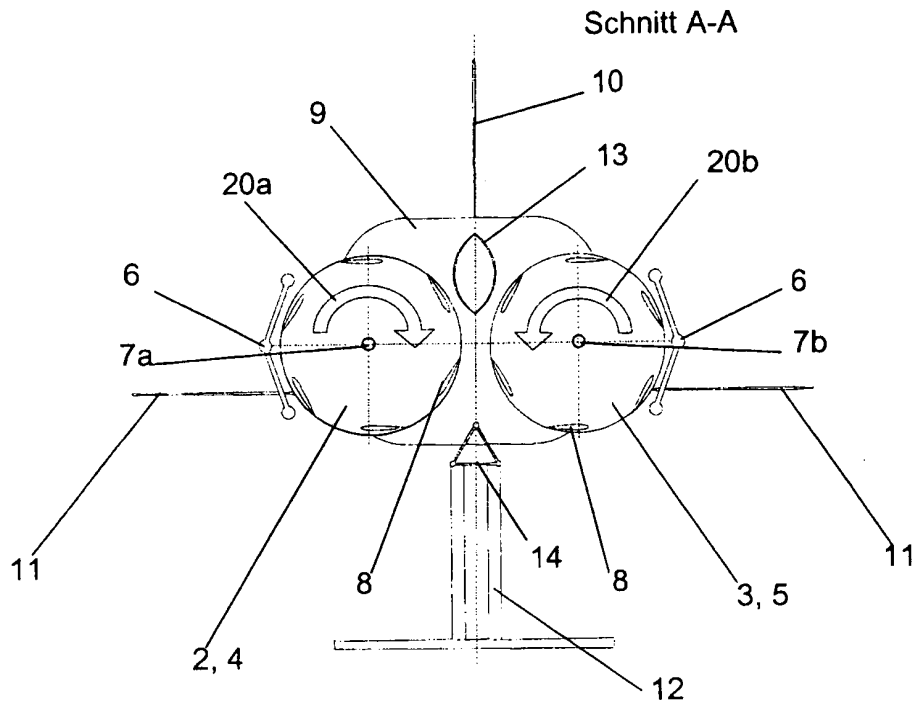


Fig. 3

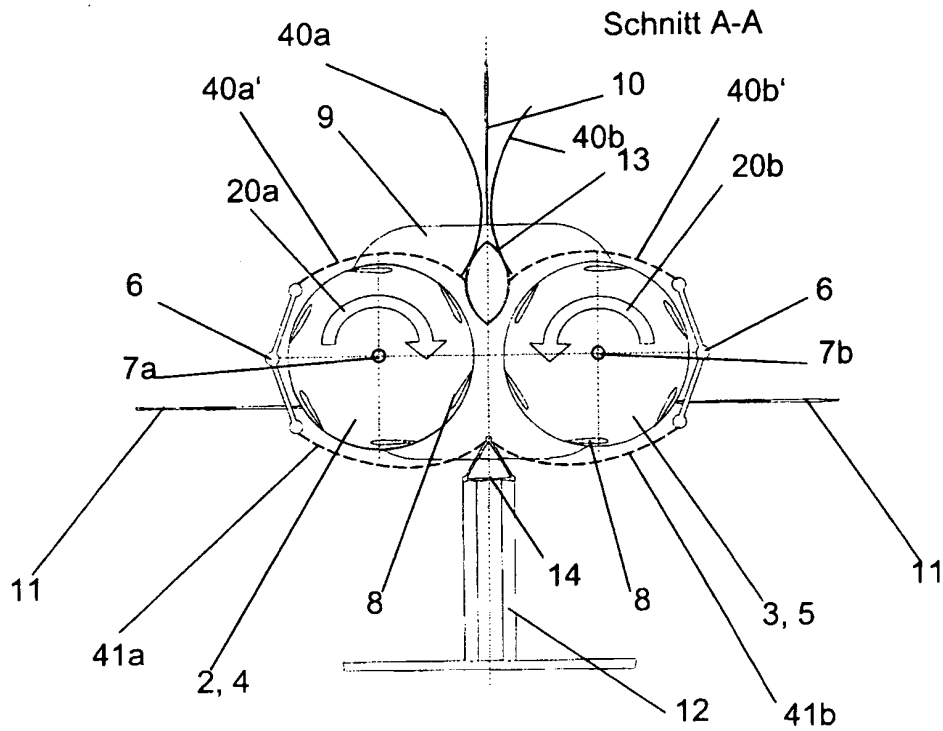


Fig. 4

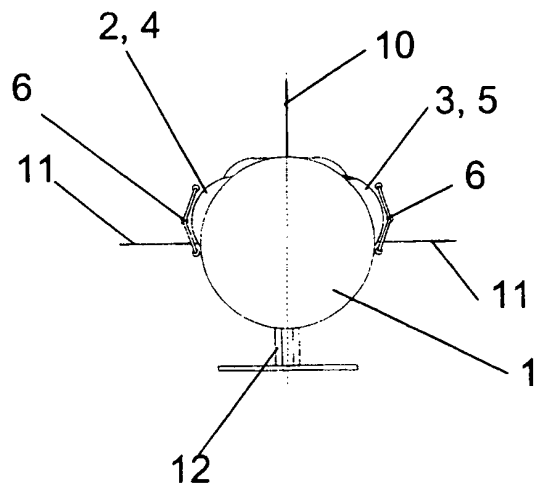


Fig. 5

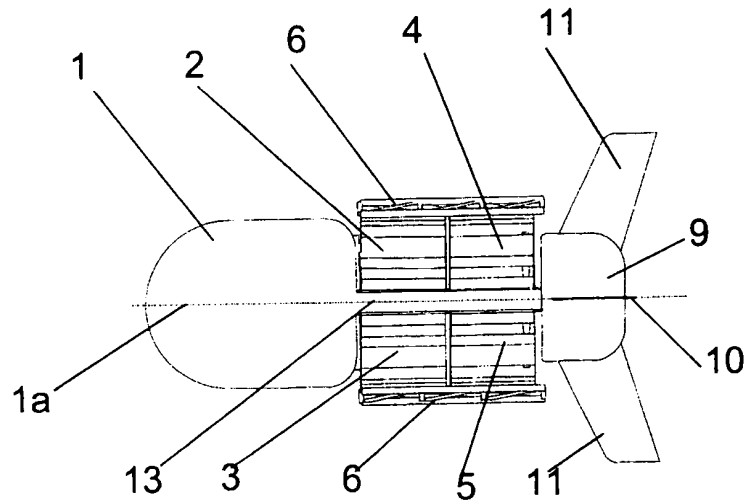


Fig. 6

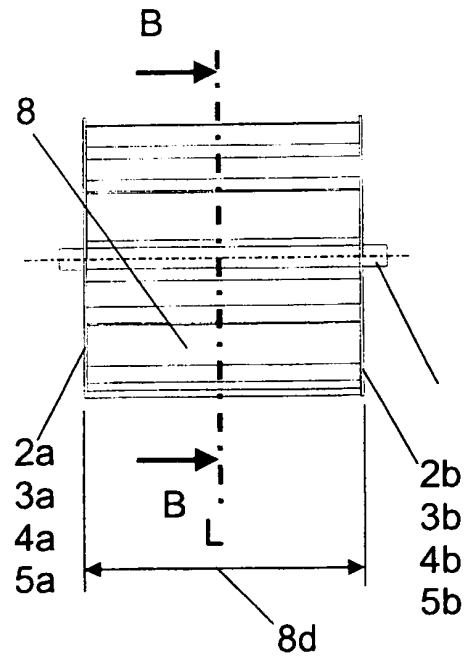


Fig. 7

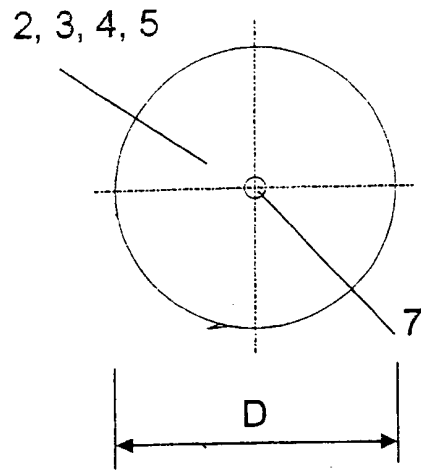


Fig. 7a

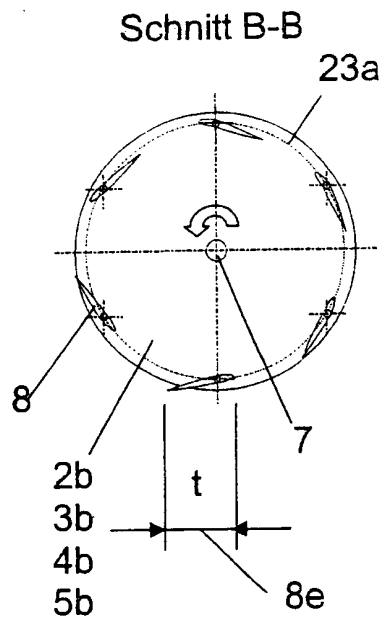


Fig. 7b

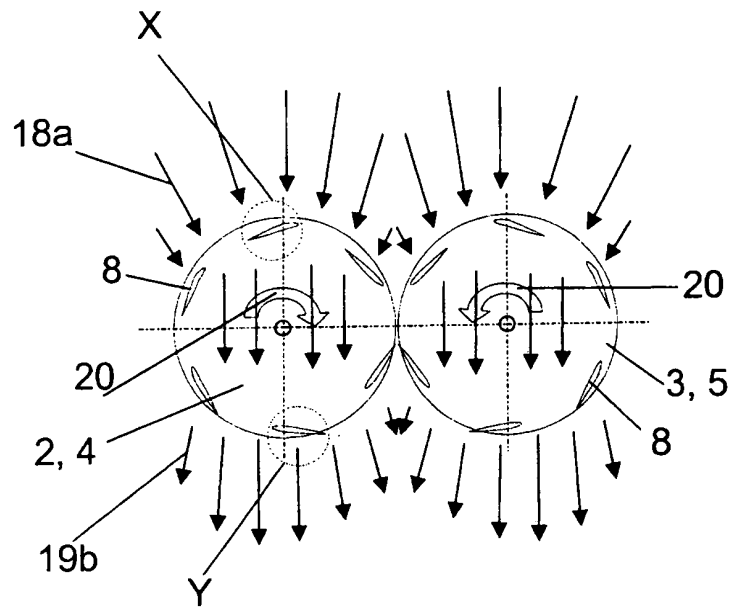


Fig. 8

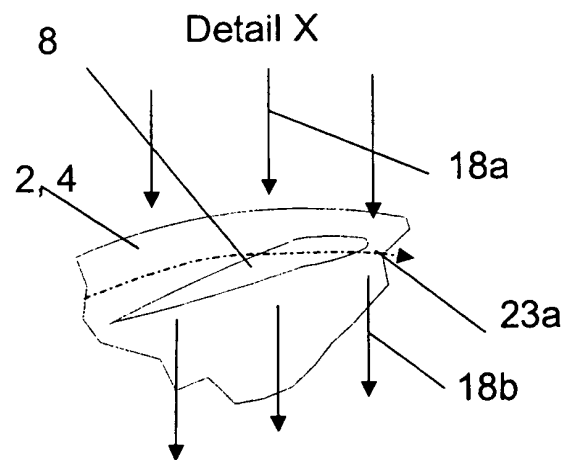


Fig. 8a

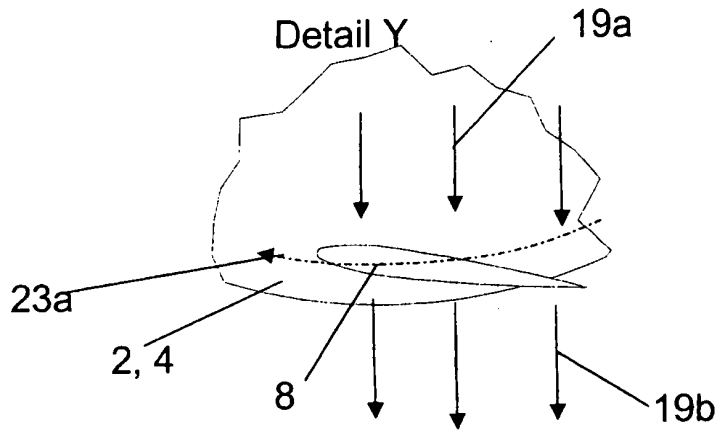


Fig. 8b

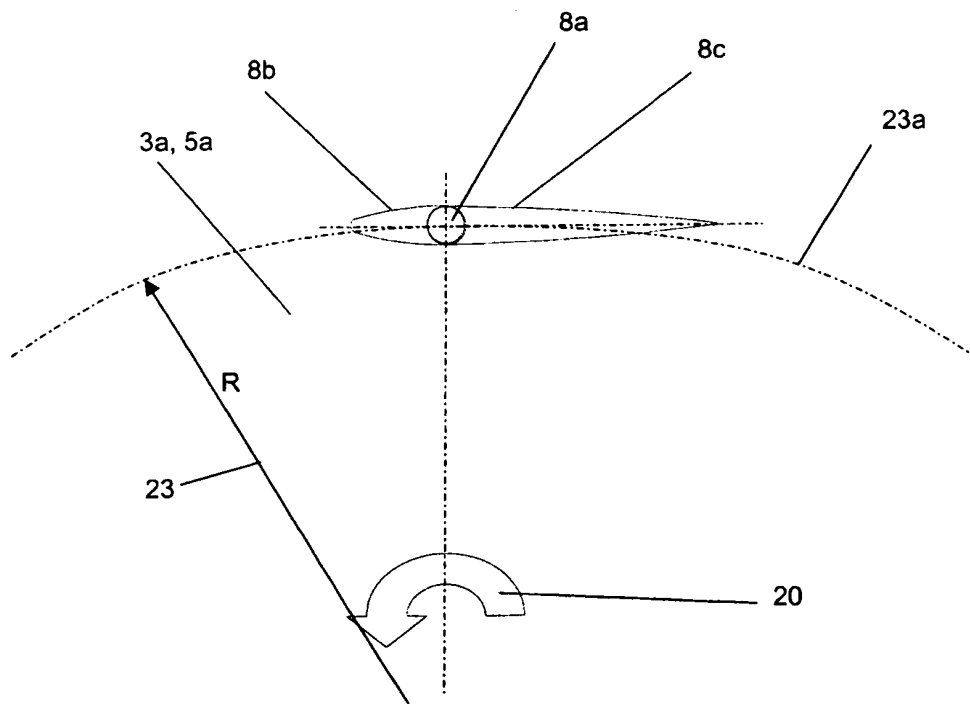


Fig. 9

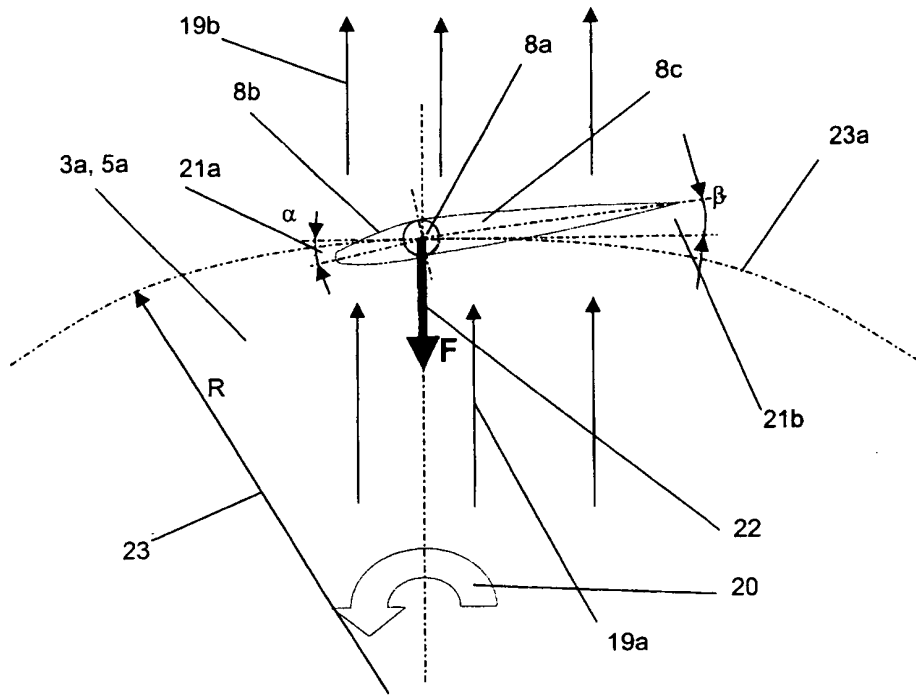


Fig. 9a

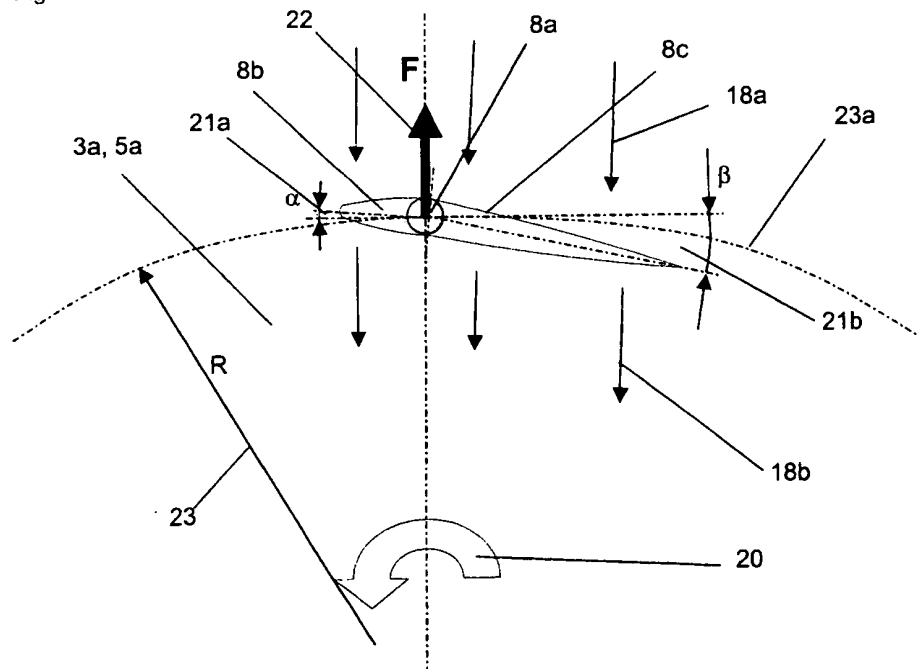


Fig. 9b

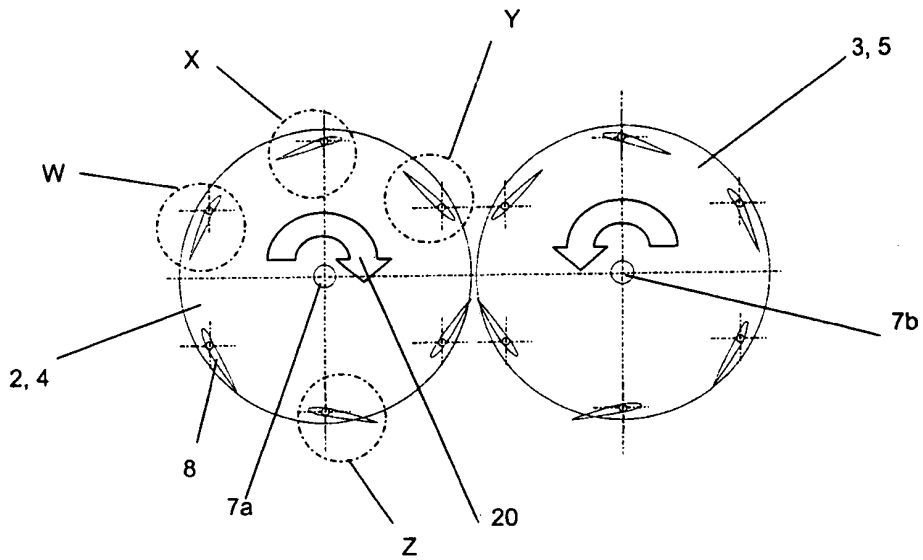


Fig. 10

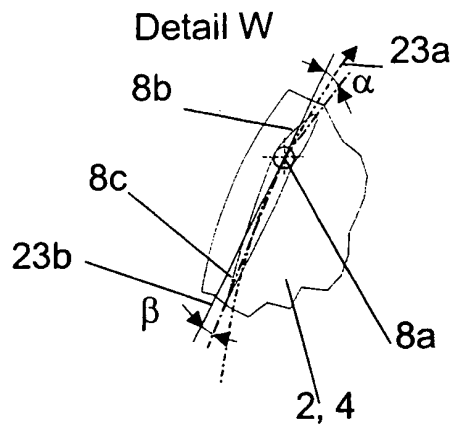


Fig. 10a

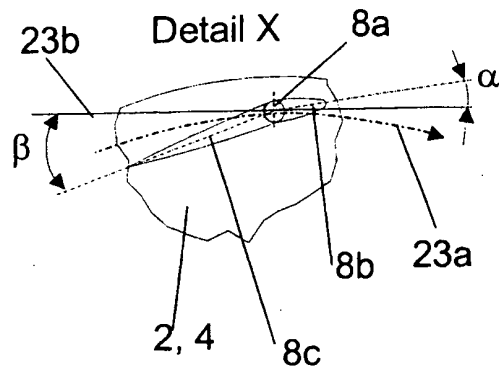


Fig. 10b

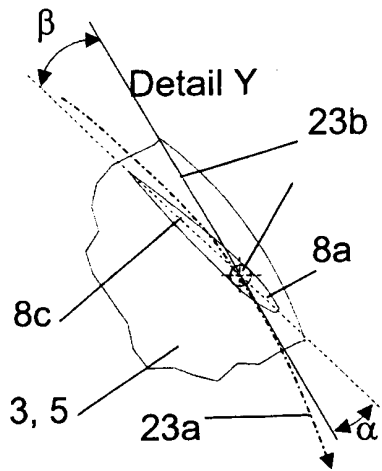


Fig. 10c

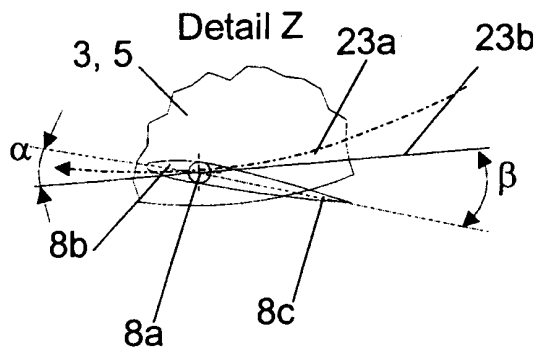


Fig. 10d

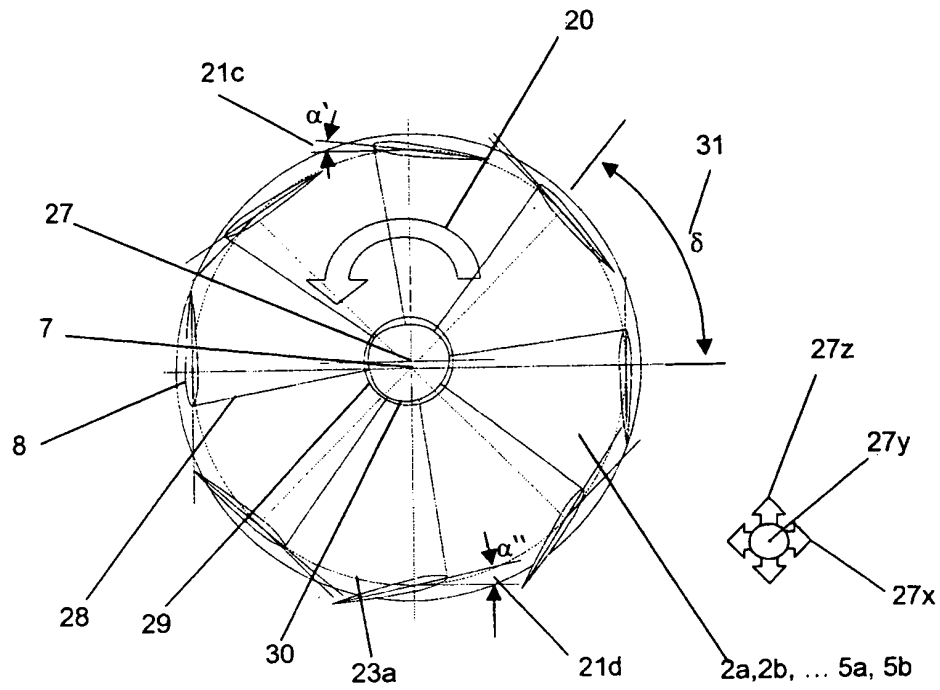


Fig. 11

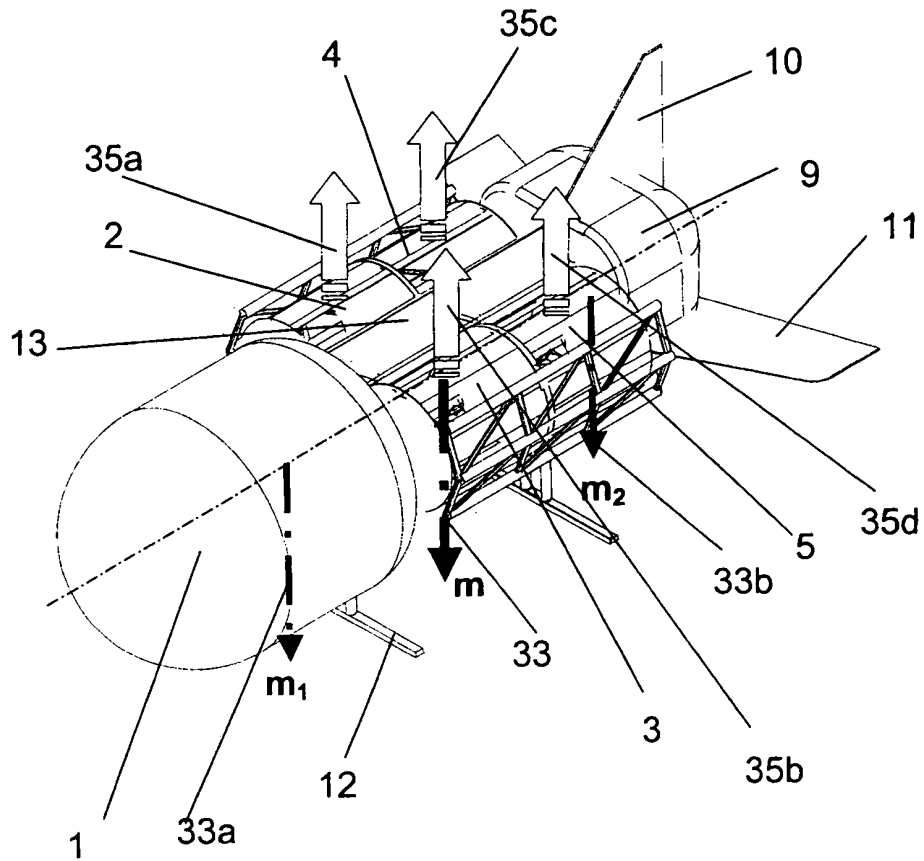


Fig. 12

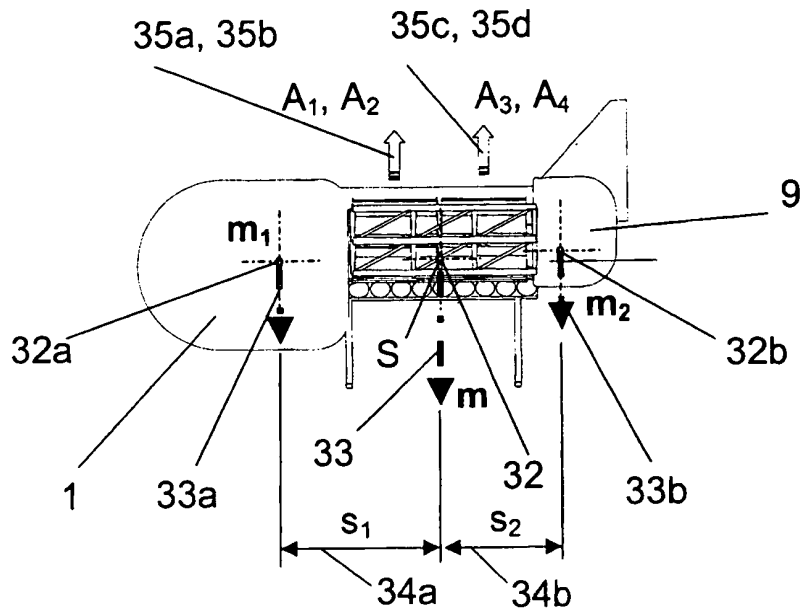


Fig. 12a

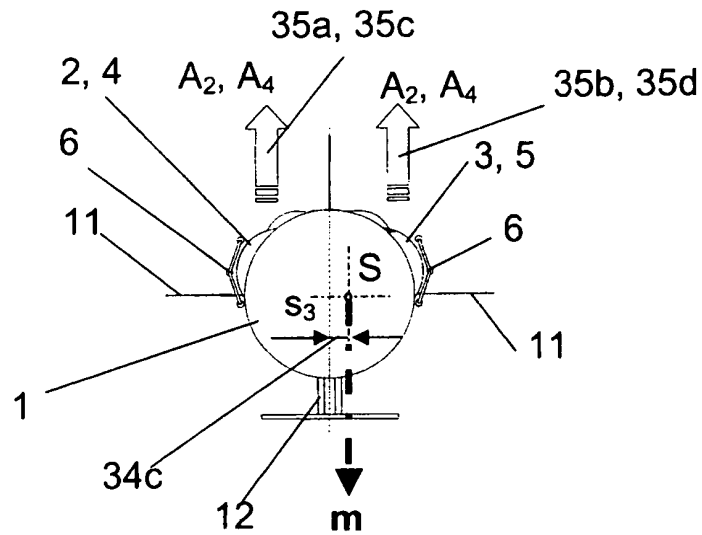


Fig. 12b

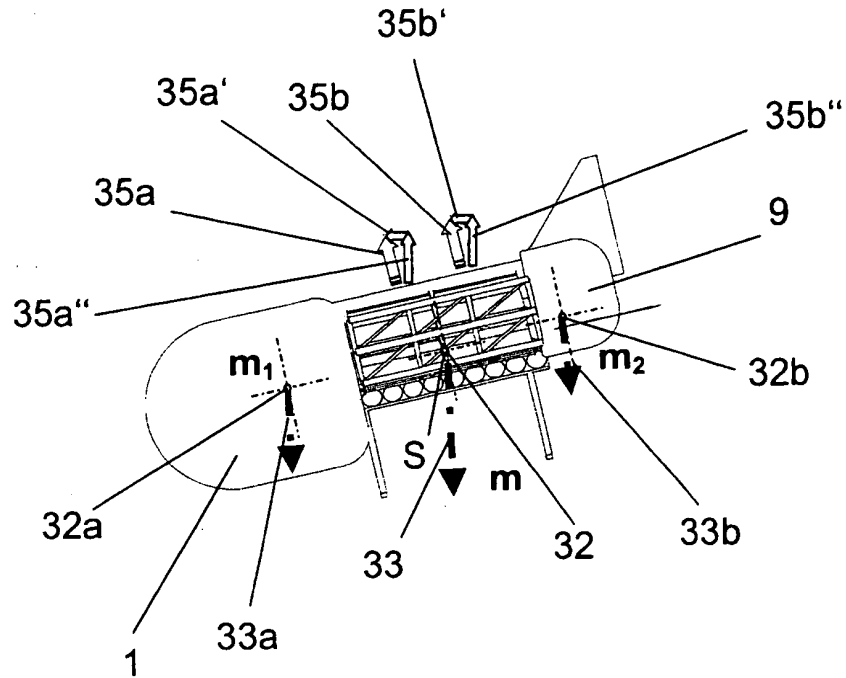


Fig. 13

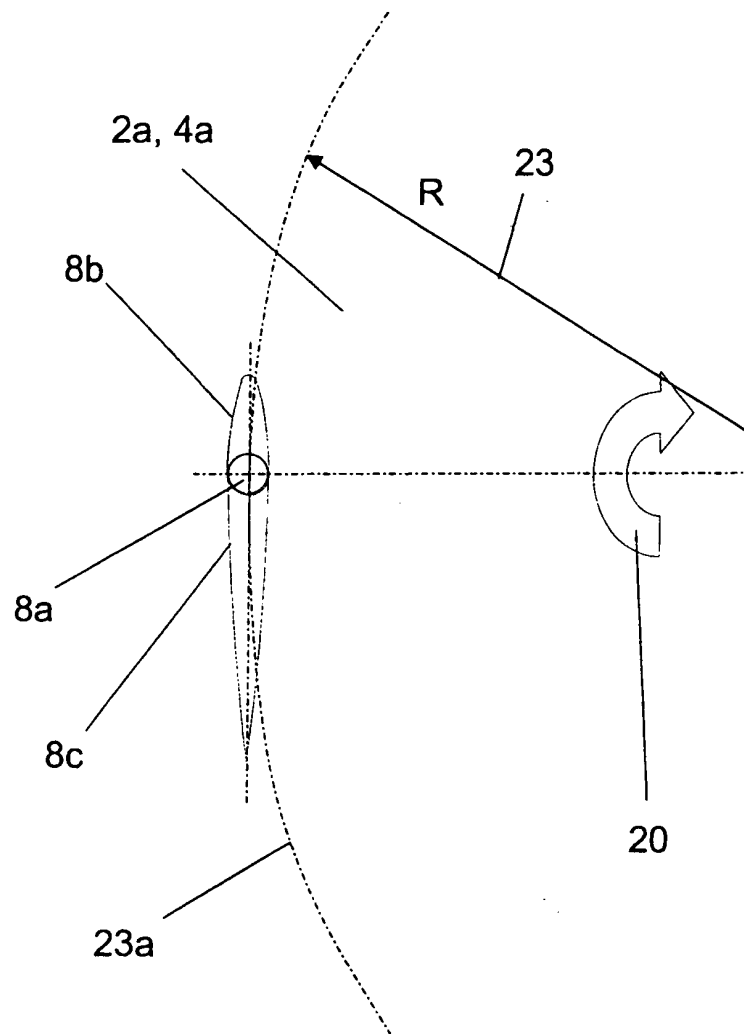


Fig. 14b

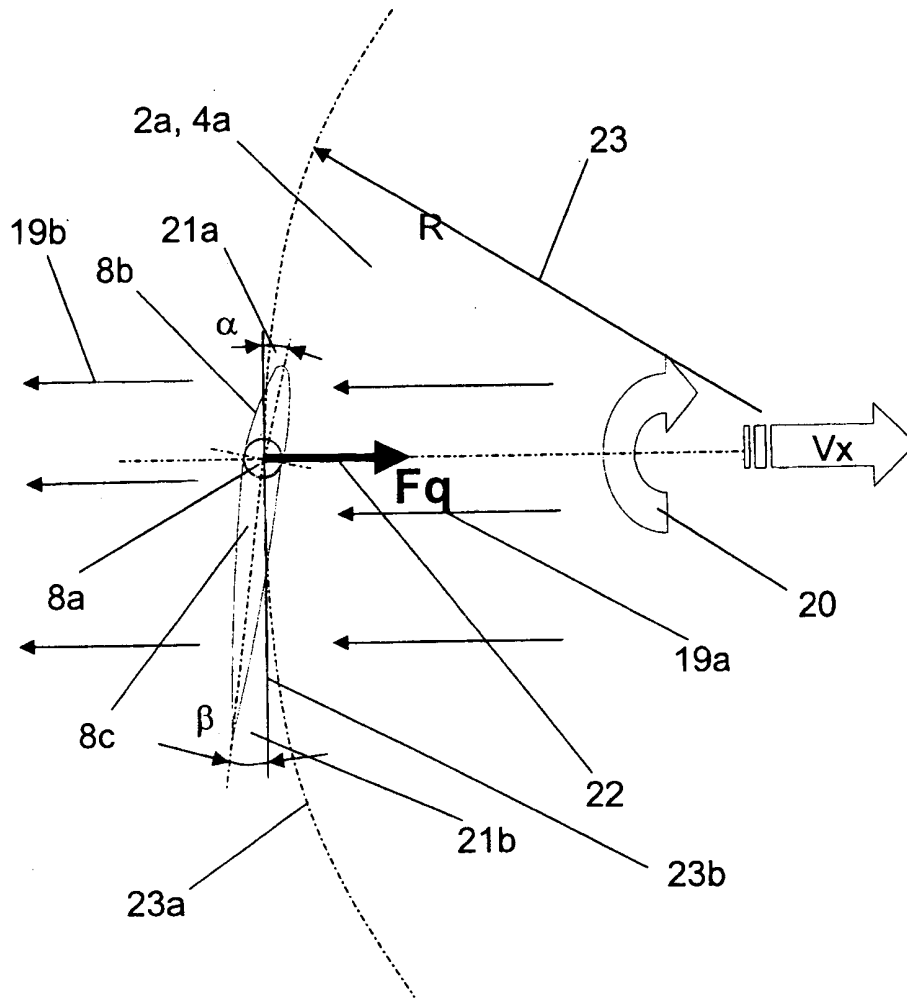


Fig. 14d

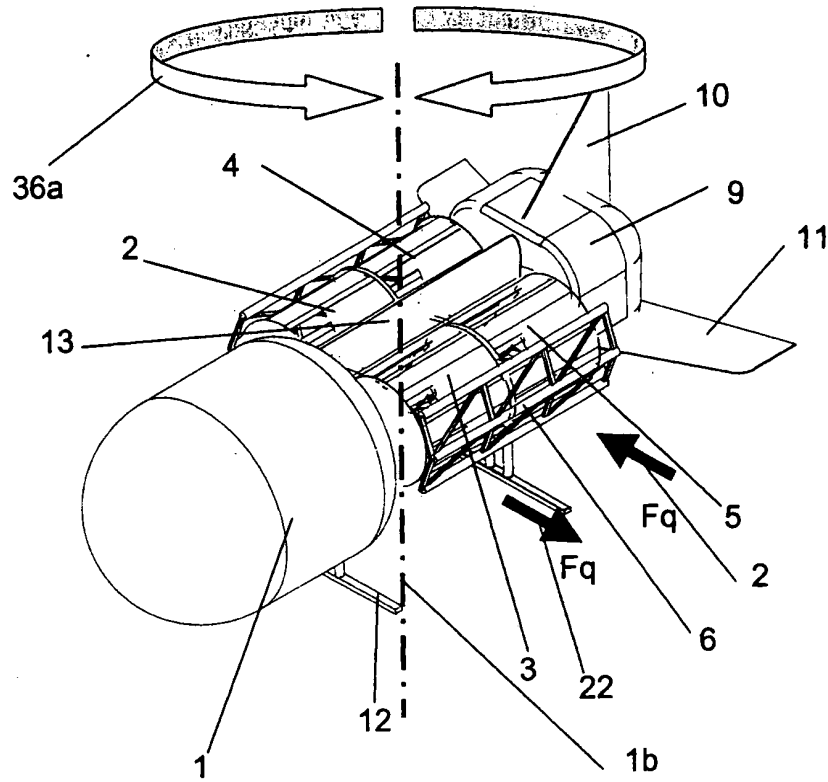


Fig. 15

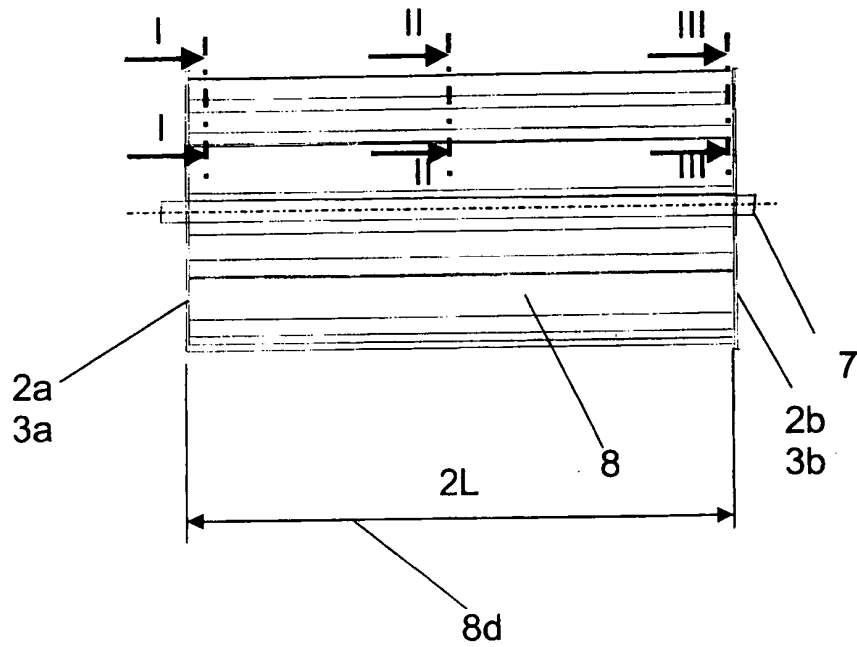


Fig. 16

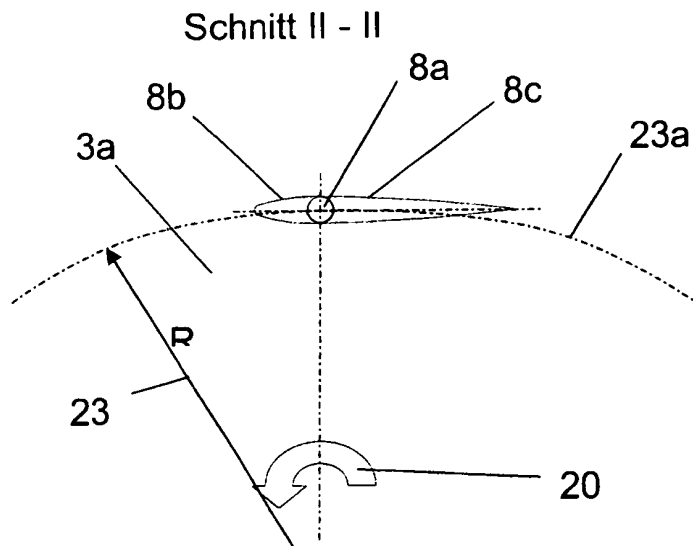


Fig. 16a



Schnitt I - I

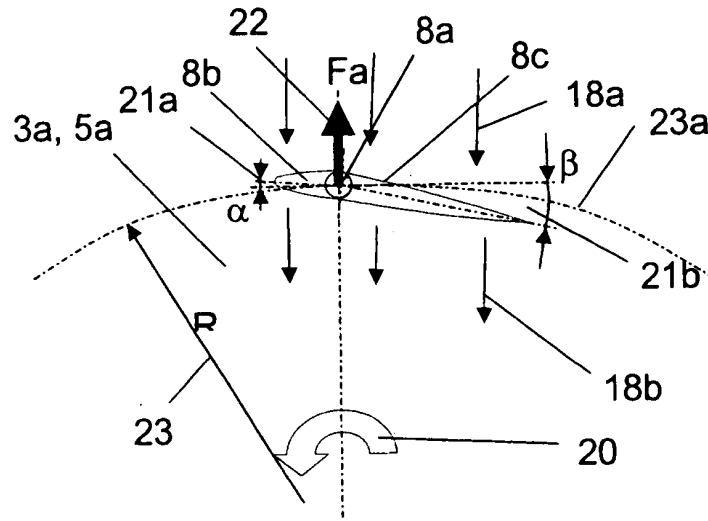


Fig. 16b

Schnitt III - III

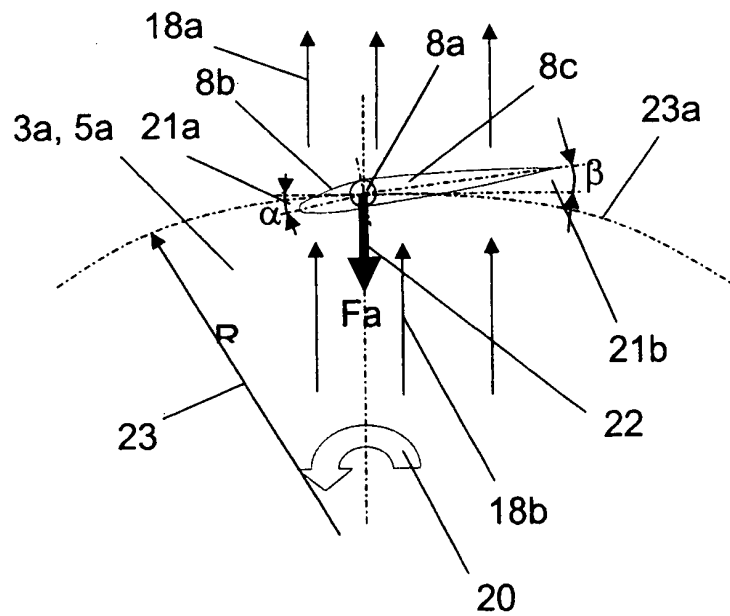


Fig. 16c

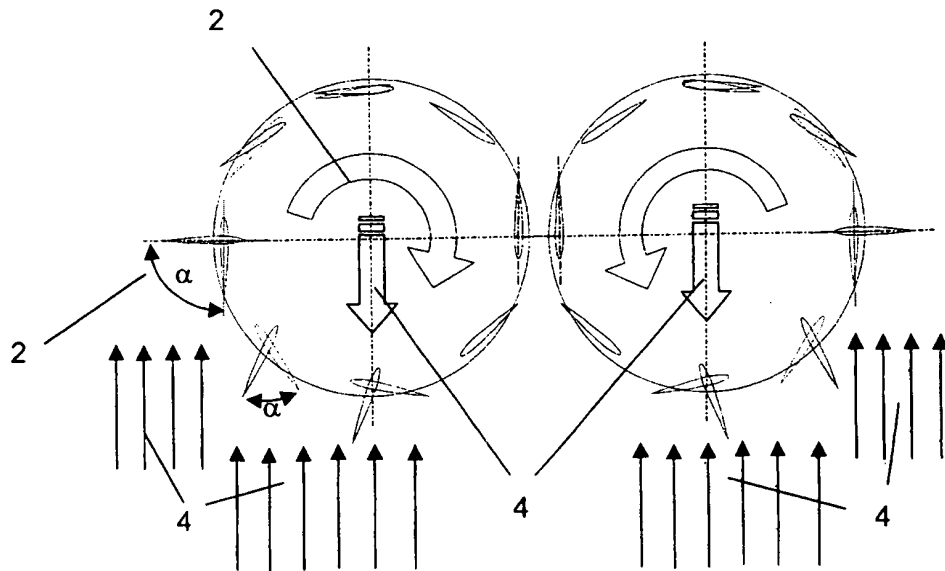


Fig. 17

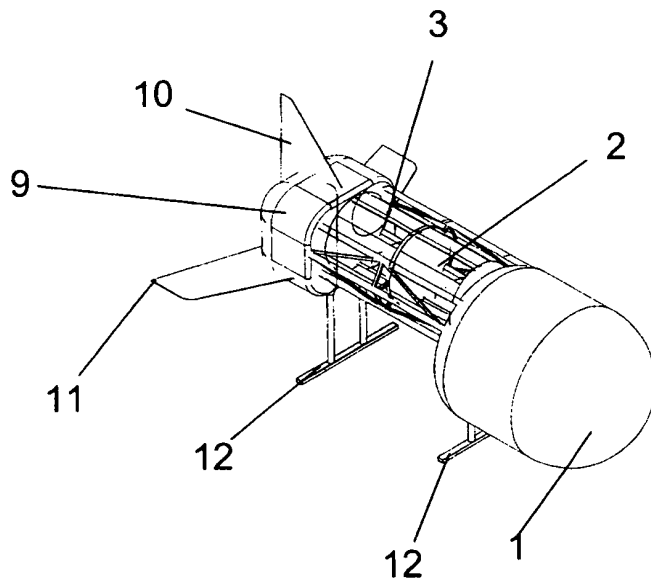


Fig. 18

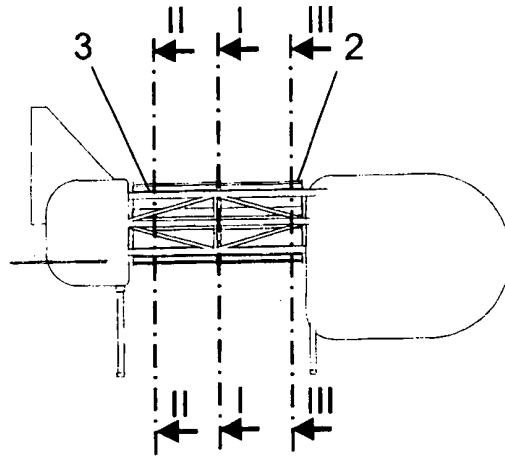
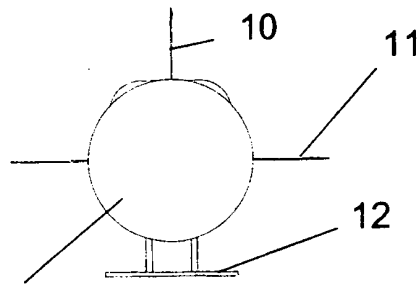


Fig. 18a



1

Fig. 18b

Schnitt I - I

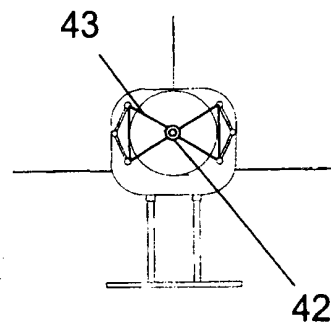


Fig. 18c



Schnitt II - II

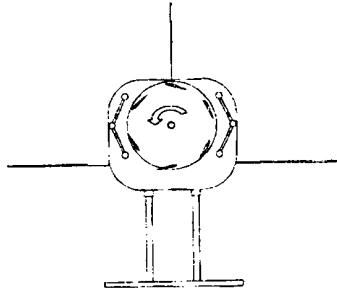


Fig. 18d

Schnitt III - III

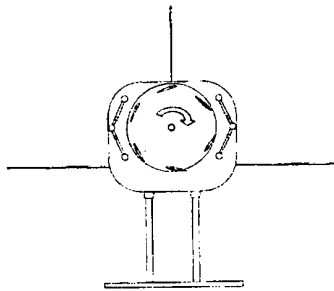


Fig. 18e

Schnitt II - II

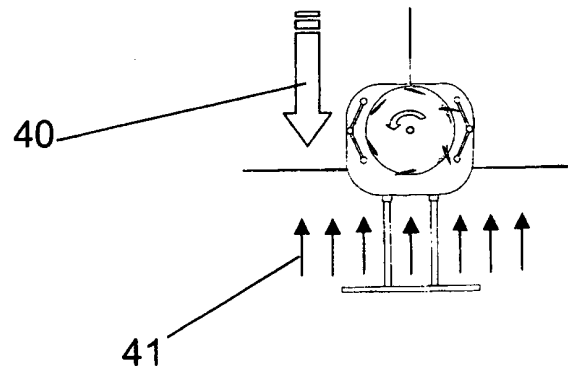


Fig. 18f

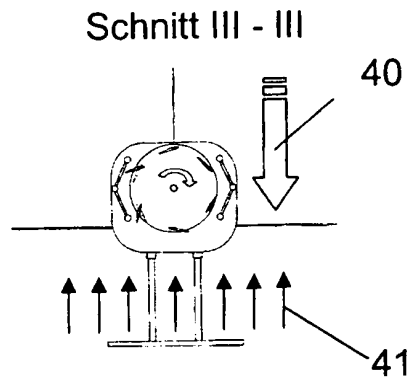


Fig. 18g

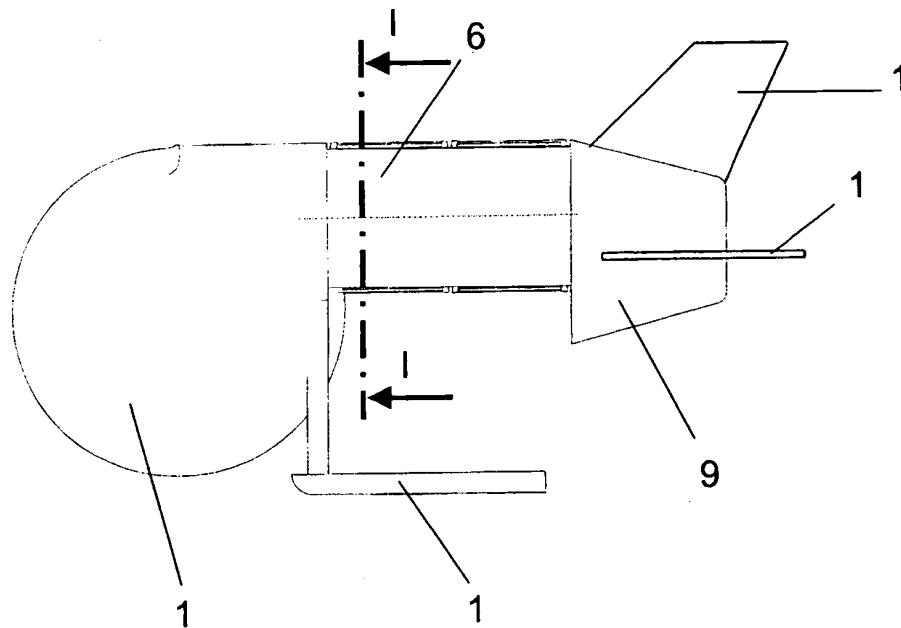


Fig. 19

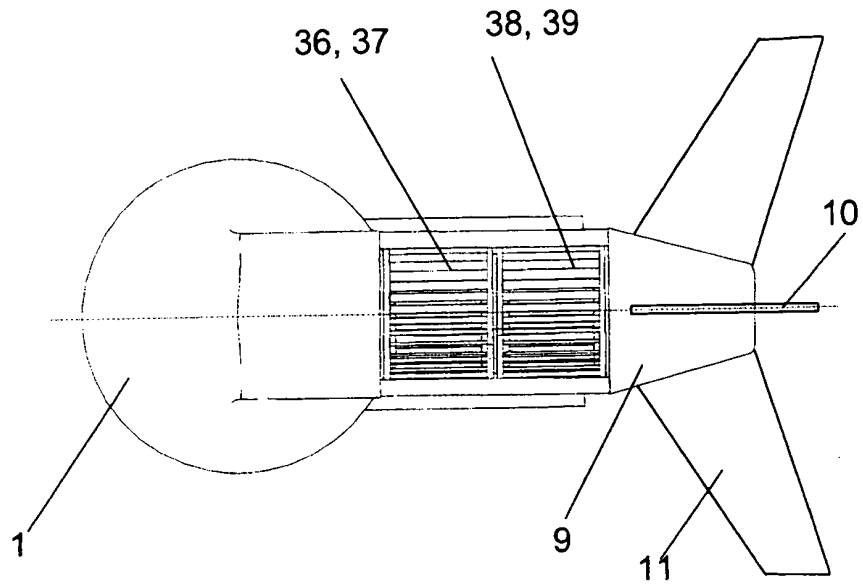


Fig. 19a

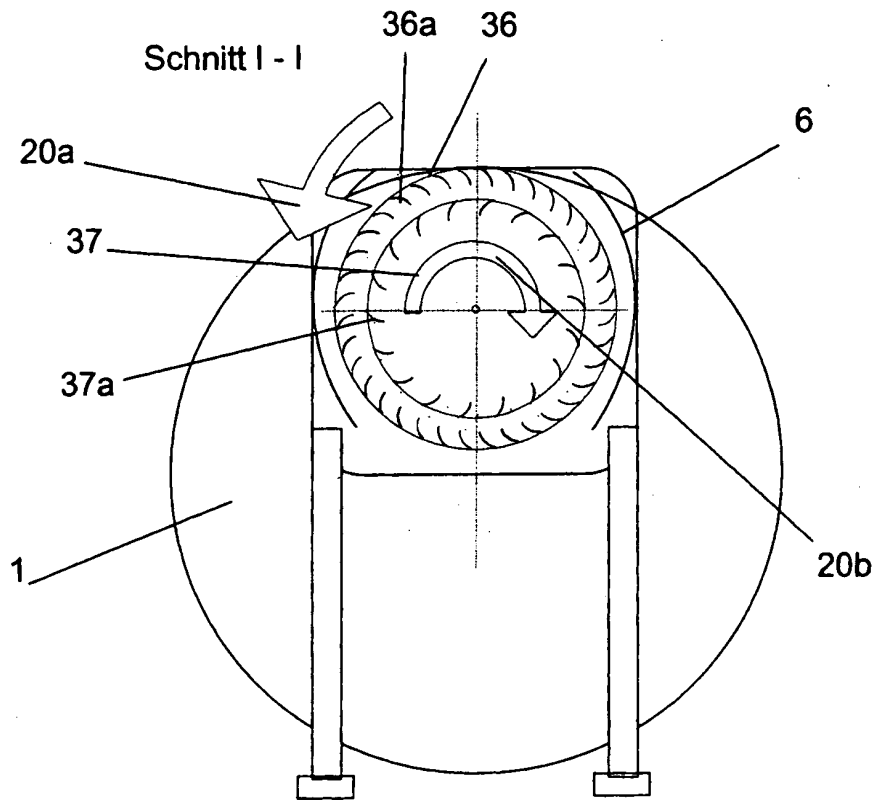


Fig. 19b

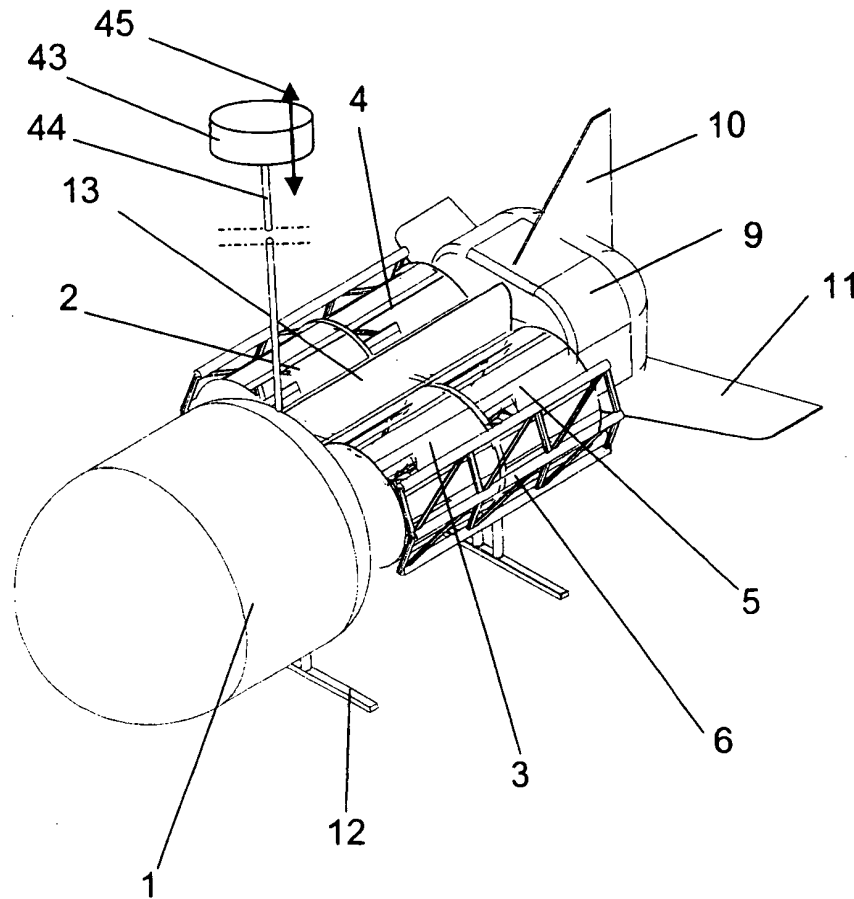


Fig. 20