PCT WELTORGANISATION FÜR GEISTIGES EIGENTUM
Internationales Büro
INTERNATIONALE ANMELDUNG VERÖFFENTLICHT NACH DEM VERTRAG ÜBER DIE INTERNATIONALE ZUSAMMENARBEIT AUF DEM GEBIET DES PATENTWESENS (PCT)

(51) Internationale Patentklassifikation 5 :
B64C 29/02, 17/02, B64D 27/24

A2

(11) Internationale Veröffentlichungsnummer: **WO 94/11246**

(43) Internationales Veröffentlichungsdatum: 26. Mai 1994 (26.05.94)

(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/DE93/01060

(22) Internationales Anmeldedatum:
8. November 1993 (08.11.93)

(30) Prioritätsdaten:
P 42 37 529.0 6. November 1992 (06.11.92) DE
P 42 37 642.4 7. November 1992 (07.11.92) DE

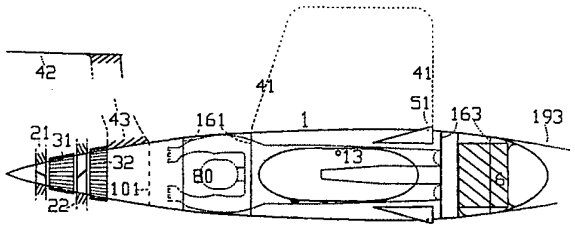
(71)(72) Anmelder und Erfinder: HÄRTEL, Martin [DE/DE]; Obergräfenthal 7, D-95463 Bindlach (DE).

(81) Bestimmungsstaaten: AU, BB, BG, BR, CA, CZ, FI, HU, JP, KP, KR, LK, MG, MN, MW, NO, NZ, PL, RO, RU, SD, SK, UA, US, VN, europäisches Patent (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE), OAPI Patent (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Veröffentlicht
Ohne internationalen Recherchenbericht und erneut zu veröffentlichen nach Erhalt des Berichts.

(54) Title: VTOL-PLANE, AIRCRAFT DRIVE, TYPE OF FLIGHT AND LANDING AREA

(54) Bezeichnung: SENKRECHT STARTENDES UND LANDENDES FLUGZEUG, FLUGZEUGTRIEBWERK, FLUGART UND LANDEPLATZ



(57) Abstract

Depending on the embodiment, this aircraft is steered by varying the orientation of at least one propeller and/or by pilot (80) body control. It starts with a vertical fuselage (1), goes into an approximately horizontal position as the speed increases and lands again with a vertical fuselage. New motors (3) reduce swaying caused by contra-rotating propellers (2) and ensure a power-neutral counter-rotation. New high energy batteries (6) make electric drives lighter, which in turn allow an intermittent switching on/off and a simultaneous strong/weak propulsion of the same propeller by two motors having a different power. The aircraft may be parked with the lower part of the fuselage inside a hole (91) of a landing area (9), so that it does not tip over. A catching device (93) makes a precise landing more easy.

(57) Zusammenfassung

Je nach Ausführung verschieden, steuert dieses Flugzeug mit Richtungsvariation mindestens eines Propellers und/oder mit Körpersteuerung des Piloten (80), startet mit senkrechtem Rumpf (1), geht dann je nach zunehmender Geschwindigkeit bis etwa in die Waagerechte über und landet wieder mit senkrechtem Rumpf. Neue Motoren (3) vermindern Taumelbewegungen zwischen gegenläufigen Propellern (2) und garantieren kraftneutralen Gegenlauf, neue Hochenergie-Batterien (6) erleichtern Elektroantriebe, diese ermöglichen abschnittsweises Einschalten/Ausschalten und Stark-/Schwach-Antreiben und bei 2 verschieden starken Motoren am gleichen Propeller gleichzeitig. Es parkt eventuell mit dem unteren Rumpfteil in ein Loch (91) eines Landeplatzes (9), wodurch es nicht umfällt. Eine Fangvorrichtung (93) erleichtert präzises Landen.

LEDIGLICH ZUR INFORMATION

Codes die zur Identifizierung von PCT-Vertragsstaaten auf den Kopfbögen der Schriften, die internationale Anmeldungen gemäss dem PCT veröffentlichen.

AT	Österreich	**GA**	Gabon	**MR**	Mauretanien
AU	Australien	**GB**	Vereinigtes Königreich	**MW**	Malawi
BB	Barbados	**GE**	Georgien	**NE**	Niger
BE	Belgien	**GN**	Guinea	**NL**	Niederlande
BF	Burkina Faso	**GR**	Griechenland	**NO**	Norwegen
BG	Bulgarien	**HU**	Ungarn	**NZ**	Neuseeland
BJ	Benin	**IE**	Irland	**PL**	Polen
BR	Brasilien	**IT**	Italien	**PT**	Portugal
BY	Belarus	**JP**	Japan	**RO**	Rumänien
CA	Kanada	**KE**	Kenya	**RU**	Russische Föderation
CF	Zentrale Afrikanische Republik	**KG**	Kirgisistan	**SD**	Sudan
CG	Kongo	**KP**	Demokratische Volksrepublik Korea	**SE**	Schweden
CH	Schweiz	**KR**	Republik Korea	**SI**	Slowakenien
CI	Côte d'Ivoire	**KZ**	Kasachstan	**SK**	Slowakei
CM	Kamerun	**LI**	Liechtenstein	**SN**	Senegal
CN	China	**LK**	Sri Lanka	**TD**	Tschad
CS	Tschechoslowakei	**LU**	Luxemburg	**TG**	Togo
CZ	Tschechische Republik	**LV**	Lettland	**TJ**	Tadschikistan
DE	Deutschland	**MC**	Monaco	**TT**	Trinidad und Tobago
DK	Dänemark	**MD**	Republik Moldau	**UA**	Ukraine
ES	Spanien	**MG**	Madagaskar	**US**	Vereinigte Staaten von Amerika
FI	Finnland	**ML**	Mali	**UZ**	Usbekistan
FR	Frankreich	**MN**	Mongolei	**VN**	Vietnam

Senkrecht startendes und landendes Flugzeug, Flugzeugtriebwerk, Flugart und Landeplatz

Die Erfindung bezieht sich auf senkrecht startende und landende Flugzeuge, Flugzeugtriebwerks-, Fluglinien- und Landeplatztechnik. Dabei sind neue Flugzeugrumpf-, Aerodynamik-, Steuerungs-, Fluglagen-, Dämpfungs-, Triebwerks-, Batterie-, Landeplatz- und Sicherheitskonzepte aufgezeigt. Diese ermöglichen den schnellen Transport von Menschen und Gütern.

Bisher sind solche Senkrechtstarter bekannt, die zur Lagesteuerung bewegliche Teile einsetzen. Selbst alte fliegende Plattformen wie die von Hiller setzten bewegliche Platten oder Dämpfungssysteme ein, waren unwirtschaftlich und gefährlich. Bei Verwendung beweglicher Teile zur Lagesteuerung von Flugzeugen im Personenverkehr entstehen Wartungs- und Herstellungskosten. Zudem beanspruchen sie Platz und Gewicht und sind teilweise kompliziert zu bedienen.

Bestimmte Senkrechtstarter konnten ihr Triebwerk zwar in 2 Richtungen drehen, verwendeten zur normalen Lage- und Richtungsregelung in der Normalflugphase aber Luftleitbleche, wie auch diejenigen ohne drehbare Triebwerke.

Senkrechtstarter, die mit senkrechtem Rumpf starten, dann in die schräge Flugphase übergingen und wieder mit senkrechtem Rumpf landeten, waren auf Bildern schön gezeichnet, aber sie funktionierten nicht. Besonders diejenigen mit Triebwerken in ihrer Rumpfachse taumelten extrem, hatten keine Laufruhe, hohes Gewicht und konnten nicht sicher landen. Die Steuerung über Strömungsplatten verstärkte das noch. Bisherige gegenläufige Propeller konnten das Rechts-/Links- Drehmoment nicht im Gleichgewicht halten.

Bisherige Senkrechtstarter sind sehr windanfällig und können meist nur nach vorne starten, bzw. müssen sich beim Start in andere Richtungen horizontal um bis 180° drehen, können also nicht lageneutral starten. Heckrotoren schränken die Manövrierfähigkeit in Bodennähe sehr ein. Freilaufende Rotoren sind sehr unfallträchtig.

Bisher sind bei Senkrechtstartern nur Verbrennungstriebwerke oder Elektromotoren mit Kabeln zu bodengebundener Stromversorgung bekannt. Echte Senkrechtstarter mit Batterietriebwerken jenseits des Modellbaus fanden keine Lösung für Elektrotriebwerke für Transportzwecke. Bisherige Batterien waren ungeeignet. Verbrennungstriebwerke sind laut, unruhig, wartungsintensiv, gefährlich, teuer, usw. Sie lassen sich auch nicht permanent ein- und ausschalten, bzw. sehr energiesparend auf "schwach" umschalten.

Bisherige Flugzeuge hatten nur einen Motor pro Propeller. Diese halten zwischen Start- und Landephase meist die gleiche Flughöhe und brauchen bzw. verschwenden für solche Flugkurven extrem viel Motorenleistung.

Fahrten mit schräger Rumpf- und Flügellage bremsen durch den horizontalen Widerstand sehr.

Zur senkrechten Start- und Landetechnik bei waagerechtem Rumpf benötigt man zum Beispiel bei optimierten Einpersonen- Flugzeugen viel Rumpfdurchmesser und viel Parkplatzfläche. Waagerechte Rumpf- Technik braucht dazu große Rotoren oder fördert beim Senkrechtstart viel

Luft auf das eigene Flugzeug. Verwandlungstechnik mit im Rumpf integriertem Triebwerk ist bisher ungenügend gelöst. Bisherige Verwandlungstechnik erhöhte das Fahrzeuggewicht, anstatt es zu senken. Elektroantrieb ist auch dadurch schwierig, da das restliche Fahrzeuggewicht minimiert sein soll.

Bisher sind vorwiegend solche Senkrechtstarter bekannt, die das Starten und Landen fast überall ermöglichen. Meist haben sie hierfür große, breite, mitfahrende Landegestelle.

Da die Landegestelle überall starten und landen können, ist es schwer ein geordnetes zuverlässiges Parkplatzsystem zu realisieren. Den Landemöglichkeiten stehen 'Tür und Tor' offen, Willkür und Chaos folgen und gefährden die Sicherheit. Bei starkem Anstieg des Luftverkehrs wird es nötig, besondere Parkplätze auszuweisen, die zwingend anzunehmen sind. Ein geordnetes Parkplatzsystem erleichtert auch die Fluggenehmigung plus Luftverkehrssteuerung.

Normale im Stand senkrecht stehende Flugzeuge brauchen sehr breite Landegestelle, sonst fallen sie um. Große Landegestelle erhöhen den Umfang unten, das Fahrzeuggewicht, die Windanfälligkeit und erschweren so die Seitensteuerung ohne mechanische Teile durch Gewichtsverlagerung des Piloten, usw. Bekannte Landegestelle reduzieren oft die Geschwindigkeit und setzen beim Landen nicht immer sehr leise auf.

Die Möglichkeit überall starten und landen zu können ist auch besonders bei Batterieantrieben zweifelhaft, da sie nach jeder Landung "auftanken" sollten. Umweltschutz über Elektroantriebe erfordert passende Landeplätze.

Die Kommunikation nach außen erfolgt bisher fast ausnahmslos per Funk, was ungestörtes, abhörsicheres, problemloses Kommunizieren ausschließt.

Je nach Ausführung verschieden, will die Erfindung hier und bei vielen weiteren Problemen Abhilfe schaffen.

Je nach Anwendung speziell gegenseitig angepaßt, löst die Erfindung die Aufgabe, Luftverkehrstechnik mit vorzugsweise idealer Flugart, Flugzeug-, Flugtriebwerks- und Landeplatztechnik zu schaffen.

Beim idealen Zusammenspiel dieser löst die Erfindung somit besonders auch die Aufgabe der einheitlichen allgemeinen erfinderischen Idee, ein neues Flugsystem für die ganze Bevölkerung zu realisieren, bei weitgehendem Verzicht auf bisherige Nachteile. Je nach Anwendung sind die Ansprüche dafür verschieden zu kombinieren oder allein zu stellen.

Wie in den Ansprüchen gekennzeichnet, schafft die Erfindung, je nach Anforderung verschieden und verschieden kombinierbar,

ein Flugzeug, das keine beweglichen Teile zur Steuerung in 2 oder mehr Richtungen hat, und/oder

durch Lageänderungen mindestens eines Propellers in 2 oder mehr Richtungen die Fluglinie

ändern kann,

ein Flugzeug, bei dem der Pilot etwa im Flugzeugschwerpunkt steht, darunter die Batterie,

ein Flugzeug, das mit senkrechtem Rumpf senkrecht startet, dann je nach zunehmender Geschwindigkeit bis etwa in die Waagerechte übergeht und wieder mit senkrechtem Rumpf landet,

ein Flugzeug, das für relativ waagerechtes Fahren optimert ist, aber nicht kopflastig ist, relativ lageneutral starten und landen kann,

ein Flugzeug und/oder Triebwerk, das die zwischen 2 gegenläufigen Propellern erzeugte Taumelbewegung auf das Flugzeug weitgehend beseitigt,

ein Flugzeug bzw. Triebwerk, das elektrisch angetrieben ist, versorgt aus einer oder mehreren Hochenergiebatterien,

eine Batterie, die deutlich mehr als 0,2 KW/kg leistet,

ein Flugzeug bzw. Triebwerk, bei dem zu je 2 gegenläufigen Propellern auch der Motor aus hauptsächlich 2 gegenläufigen Antriebseinheiten bestehen kann, welche je einen Propeller antreiben,

ein Flugzeug bzw. Triebwerk, bei dem der Propeller von 2 Motoren angetrieben wird, mindestens einer elektrisch, mindestens ein elektrischer nur einen Bruchteil der Leistung des anderen Motors besitzt und nach der Steigphase bei abgeschaltetem Hauptmotor, noch etwas antreibt,

ein Flugzeug bzw. Triebwerk, das im Flug mindestens 2 Propeller elektrisch abschnittsweise ein- / ausschalten oder stark/schwach antreiben kann,

den Arbeitsbereich des/der Propeller ein schützender Mantel umgibt,

einen Landeplatz und/oder Flugzeug, welche

Schrägen aufweisen können, die den Rumpf bzw. Flügel oder sonstige Teile des Flugzeugs bei der Landung fangen bzw. in die gewünschte Position rutschen lassen,

der Landeplatz ein Loch aufweisen kann,

das Flugzeug mit senkrechtem Rumpf von so einem Landeplatz starten, dann je nach zunehmender Geschwindigkeit bis etwa in die "Waagerechte" übergehen und wieder mit senkrechtem Rumpf auf so einem Landeplatz landen kann und es mit dem unteren Rumpfteil im Stand in das Loch dieses Landeplatzes paßt,

er vorzugsweise an das Strom- bzw. Telephonnetz angeschlossen ist, und

das Flugzeug im Stand mit Seitenflossen, Flügeln oder entsprechend wirkenden Teilen auf einer ringförmigen Auflage um das Loch herum aufsitzen kann.

Im folgenden können nur einige wenige der extrem vielen Vorteile der Erfindung genannt werden. Die Vorteile sind vor allem darin zu sehen, daß

bei Steuerung ohne bewegliche Teile, keine Wartung, Platzbedarf, Kosten und Betriebskosten

auftreten, das Gewicht niedrig bleibt, die Ausfall- und Funktionssicherheit hoch ist, einfach zu bedienen geht und der Pilot sich kaum versteuern kann,

bei Steuerung über Lageänderung des Propellers, das Triebwerk bei Bedarf auch in 4 Richtungen steuern kann, einfache vollautomatische Steuerungen möglich sind, somit im Stadtverkehr metergenau zu fliegen geht,

Start mit senkrechtem Rumpf, bei dann relativ waagerechter Fahrt und Landung mit senkrechtem Rumpf möglich wird, Taumeln und unruhige Fahrt dieser Technik sind hier sehr reduziert, die Propellerluftströmung bremst den Rumpf nur wenig, lageneutrales Starten und Landen (in jedem Winkel rund um die Rumpfachse gedreht, relativ gleich optimiert) vereinfacht diese Flugphasen, diese Technik ist ideal für den Einpersonenverkehr (sozusagen immer voll), ermöglicht den kleinsten Landeplatzbedarf aller Flugzeuge, sicheres Landen durch seichtes Aufsetzen und der Fähigkeit länger zu schweben, hohe Geschwindigkeiten durch starker Propelleranlage (niedrige Rotorflächenbelastung, Rotor und Propeller sind in dieser Anmeldung gleichgesetzt), kleinstmögliche Luftverdrängung und minimalsten horizontalen Luftwiderstandswert, kleinstes Senkrechtstartergewicht, was gerade für Elektoantrieb positiv ist, usw.,

Elektroflug nun für normale Transportzwecke wirtschaftlich wird, er ist leicht zu kühlen, leise, laufruhig, ungefährlich, einfach zu handhaben, unkompliziert, sauber, billig, unanfällig, verschleißarm, einfach zu warten, läßt sich permanent ein- und ausschalten, reagiert schnell, braucht kaum Luft, usw., Hochenergiebatterien ermöglichen hohe Reichweiten und niedriges Gewicht, eine angepaßte Batterie mit höherer Stromabgabe ermöglicht kleinere Batterien und damit niedrigstes Startgewicht,

dreht auch der Stator des Elektromotors mit anmontiertem Propeller, so gleichen sich das Rechts-/Links- Drehmoment des Motors aus und der Rest des Flugzeug dreht nicht mit,

bei einem 2., kleinerem Motor am Propeller läuft dieser optimiert, das Flugzeug kann bei abgeschaltetem Hauptmotor viel Energie sparen und trotzdem bleibt viel Zug nach vorne, es erleichtert auch bei gegenüber Benzin höheren Stromkosten eine relativ wirtschaftliche Verwendung des Elektroantriebs,

bei abschnittsweisem Ein- /Ausschalten des Triebwerks kann sich dazu der Motor immer wieder erholen, bzw. darf kleiner sein,

Elektromotoren ermöglichen hohle Antriebswellen, erleichtern kleine unbemannte automatisch gesteuerte Flugtechnik und eignen sich eher für den Mehrmotorenbetrieb,

wenn sich die Nutzlast im Flugzeugschwerpunkt befindet, das Flugzeug relativ beladungsunabhängige Flugkurven hat, es kann relativ waagerecht fahren,

bei Mantelpropeller sich die Sicherheit verbessert, sich Geräusche und wie bei flügelloser Technik (ideal zum Lernen und für kürzeste Strecken) die Parkplatzfläche und Windanfälligkeit reduzieren,

bei Verwendung der neuen Landeplätze mit Loch ist man gezwungen darauf zu landen, wobei das Flugzeug zentimetergenau hineinrutscht, nicht umfällt, so ein geordnetes genau definiertes und zuverlässiges Parkplatzsystem und ein präzises Landeplatz- Management ermöglicht, so die Sicherheit verbessert und die Fluggenehmigung inclusive Luftverkehrssteuerung erleichtert, damit eine starke Ausdehnung des Luftverkehrs ermöglicht,

bei Einsatz der neuen kleinen Seitenflossen als Landegestelle, diese kaum bremsen, kleine Luftwiderstandswerte haben, bei der Landung wenig Platz benötigen, dabei relativ ungefährlich, sehr leicht und windunanfällig sind und setzen dort leise und materialschonend auf, wo der Pilot steht und die Batterie aufgehängt ist (sind zB 2/3 bis 3/4 des Startgewichts), schließlich

bei an das normale Telephon- und Stromnetz angeschlossenem Landeplatz läßt sich bei Elektroantrieb überall sofort wieder "auf-/nachtanken" und nahezu überallhin schnell, relativ abhörsicher, vielfältig und billig kommunizieren.

Es ist klar, daß es jeweils auf das Zusammenspiel ankommt, für die jeweilige Anwendung ein Maximum an Vorteilen zu erzielen. Obwohl die unabhängigen Ansprüche auch einzeln einsetzbar sind, braucht man dennoch fast immer eine größere Anzahl der Ansprüche, um die Möglichkeiten der einheitlichen erfinderischen Idee, das bestmögliche abgerundete Flugverkehrssystem aus Flugzeug, Triebwerk, Flugkurve und Landeplatz für die Zukunft zu realisieren.

So liefert die Anmeldung eine ganze Gruppe von Erfindungen, bei der folgendes Beispiel mit einigen Varianten alle auf einmal aufzeigen kann.

Im folgenden wird die Erfindung anhand von größtenteils lediglich 1 Ausführungsweg, aber mit verschiedenen Triebwerken und vielen kleinen Variationen darstellenden Zeichnungen näher erläutert.

Figur 1 zeigt den oberen Teil eines erfindungsgemäßen Flugzeugs mit Körpersteuerung von außen bei offenem Propellermantel,

Figur 2 den mittleren Teil,

Figur 3, um 90° gedreht, den unteren mit eigenem Landegestell,

Figur 4 einen gegenüber Fig.1 vergrößerten Schnitt durch dieses Flugzeug in der Mitte des oberen Propellers,

Figur 5a einen Landeplatz von oben, gegenüber Figur 5b um 2,25 mal verkleinert, sowie

Figur 5b einen Schnitt durch den unteren Teil von Flugzeug und dieses Landeplatzes, im folgenden auch als Podest bezeichnet.

Die Figuren 6-8 zeigen Schnitte durch den Propeller- Lagesteuerungsbereich, wenn vorheriges Flugzeug mit Lagevariation des Propellers die Fluglinie steuert, wobei

Figur 6 einen Schnitt von vorne,

Figur 7 von der Seite und Figur 8 von oben zeigt.

Figur 9 zeigt das zugehörige Lenkgestänge auf der Pilotenseite.

Figur 10 zeigt einen Teil eines Schnittes durch 3 Zellen einer Batterie von oben,

Figur 11 zeigt das Flugzeug verkleinert bei relativ waagerechtem Flug von der Seite,

Figur 12a, vergrößert, bei offenem Propellermantel ein Elektrotriebwerk mit auch drehendem Stator,

Fig.12b einen mittigen Schnitt durch letzteren Elektromotor von vorne,

Figur 13 ein 4-Propeller-Triebwerk mit 2 Motoren wie in Fig.12,

Figur 14 den Schnitt durch Elektro-Schleifringtechnik zu Figur 12,

Figur 15a den Schnitt durch einen Schalter für den/die Motoren, sowie

Figur 15b, etwas verkleinert, von der Seite einen dafür passenden Kolben und Kontaktringe bzw. -platten.

In den Figuren ist ein senkrecht startendes und landendes Flugzeug dargestellt, das im wesentlichen aus Rumpf (1), Triebwerk (2,3) und sonstigen Teilen besteht. Es startet mit senkrechtem Rumpf, geht dann je nach zunehmender Geschwindigkeit bis etwa in die "Waagerechte" und landet wieder mit senkrechtem Rumpf.

In Fig.1-5 steuert ein etwa im Flugzeugschwerpunkt (17) stehender Pilot (80) mit eigener Gewichtsverlagerung die Flugrichtung in alle Richtungen. Bewegliche Teile zur Steuerung sind unnötig. Bekannte Strömungsbleche oder zum Beispiel Technik nach Figur 6-8 sind zur Richtungssteuerung aber auch ganz oder nur als Ergänzung, für alle oder nur für 2 Richtungen möglich. Die Figuren weisen einen geschlossenen Rumpf (1) auf. Im Falle von Flugzeugen, die mit waagerechtem Rumpf senkrecht starten und eine Steuerung ohne bewegliche Teile in nur 2 Richtungen verwenden, sollte ein relativ geschlossener Rumpf (1) vorhanden sein, da diese Steuerung sonst vor allem bei Fahrt mit ausgeschaltetem Triebwerk oft kritisch wäre. Relativ bedeutet soviel Geschlossenheit, daß das Fahrzeug sicher fahren kann, wobei zum Beispiel ein Loch (115 in Fig.1) zur Luftaufnahme oder die Abhebung (113 Fig.6) einer winkelbaren Spitze im Sinne von Patentanspruch 1 noch als "geschlossen" anzusehen ist.

Wegen Außenansicht ist der Pilot (80, vor allem Fig.1+11) nur sporadisch gestrichelt eingezeichnet. Er greift ähnlich einem Motorradfahrer an 2 Griffen (14), die am Rumpf (1) verankert sind, hält sich fest und kann damit auch die Motorendrehzahl, bzw. den Gesamtschub steuern. Im Bereich der Linie 15 befinden sich das hier nicht eingezeichnete Armaturenbrett, dahinter bis zum unteren Elektromotor (32) zugehörige Elektronik mit der Motorensteuerung.

Das optimal in den Rumpf (1) integrierte Triebwerk (2,3) besteht in Fig.1 aus 2 gleichen gegenläufigen Propellern (2) und 2 Elektromotoren (3), (viele Alternativen zB mit Benzin möglich), die eine NaS-Batterie (6 in Fig.5b) antreibt. Je ein Propeller (21,22) und ein Elektromotor (31,32) sind kupplungs- und getriebelos gekoppelt, in Fig.1 alle fest, in Fig.6 die oberen beweglich über ein Gelenk (26-28). Beide Elektromotoren sind etwa gleich stark, zum Beispiel pulsgesteuert und laufen in der Rumpfachse (12). Ihre einzelnen Drehzahlen werden vorzugsweise elektronisch so geregelt, daß sich die Kräfte nach rechts und links herum um die Rumpfachse (12)

gegeneinander aufheben und sich das Fahrzeug selbst nicht dreht.

Da der untere Propeller die gleiche Luft des oberen nochmal beschleunigt, muß er etwas schneller drehen. Gegenüber dem oberen bekommt er zum Beispiel einen festen Vorlauf. Bei Tests vor Inbetriebnahme läßt sich das richtige Drehzahlverhältnis in Abhängigkeit von der Fahrtgeschwindigkeit, bzw. der Vorlauf eines Elektromotors leicht ermitteln und in den Bordcomputer speichern bzw. fest einstellen.

Bei Versagen der Elektronik übernimmt sofort der Pilot. Bei festem Vorlauf braucht der Pilot nur einen Gashebel. Der feste Vorlauf ist vorzugsweise so eingestellt, daß der Rumpf beim Schweben über dem Parkplatz nicht dreht. Bei zwei Gashebeln kann er beide Elektromotoren getrennt ansteuern, was er vorher zB in der Fahrschule, bzw. vor dem Start ausreichend üben konnte. Verläßt der Rumpf die senkrechte Lage, so liegt der Pilot zB auf dem Bauch und die Schwerkraft zieht den Schwerpunkt von der Rumpfachse weg nach unten, wodurch sich der Rumpf bei kleinen Kraftdifferenzen beider Motoren nichtmehr um die Rumpfachse drehen läßt.

Fig.1 zeigt Technik für freie und ummantelte Propeller (2). Hier kann der Mantel (42), der den Rumpf, Motor und andere Teile umgibt, wahlweise auch über Luft umleitende Bleche (43), die tragende Verbindung zwischen Mantel und diesen Teilen ganz oder teilweise herstellen. Der Mantel (42) ist hier aus darstellerischen Gründen näher an den Rumpf herangerückt (wie auch in Fig.12a) und aufgeschnitten, und seine haltenden Bleche (43) und die Propeller daher unterbrochen gezeichnet. Er (42) soll auch die Geräuschabgabe reduzieren, die Propeller vor Beschädigung schützen, ist oben und unten spitz und besteht aus schalldämmendem Material.

Die Bleche (43) sind beispielsweise gleichabständig, strömungsoptimiert und aus Leichtwerkstoffen (zB Aluminium oder Verbundwerkstoff), unten gibt es zB fünf. Befindet sich hinter jeder Propellerreihe (2) eine Reihe Bleche, jede Propellerreihe die gleiche Leistung hat und jede Reihe Bleche gleichen Luftwiderstand bietet, so gleichen sich die gegenläufigen Kräfte auf die Bleche aus und drehen den Rumpf (1) nicht. Laufen die Bleche genau parallel zur Rumpfachse, lassen sie die Luftströmung bei leer laufendem Propeller geradeaus durch, zB bei waagerechtem Segeln.

In Fig.1 ist die obere Reihe (431) optional und daher nur gestrichelt eingezeichnet. Bei der abwinkelnden Spitze (114) der Fig.6 plaziert man die Propellerreihen viel weiter voneinander weg, oder die oberen Bleche werden nach außen tiefer. Bei Verwendung beider Reihen Bleche in Fig.1 setzt man zum Kräfteausgleich unten zB vier, oben, da niedriger, sechs Bleche ein.

Bei fehlendem Kräfteausgleich der Bleche läßt man den Propeller ohne Bleche, oder mit zuwenig Wirkung seiner Bleche, etwas schneller drehen, um den Ausgleich herzustellen.

Jeder Propeller (2) beschleunigt Luft nicht nur in Parallelrichtung zur Rumpfachse (12), sondern auch etwas in die Drehrichtung des Propellers. Im Falle von Blechen (43) hinter dem Propeller (22), biegt man diese (43) vorzugsweise so, daß sie bei hoher Geschwindigkeit kaum bremsen und beim Start einen Teil der Luftbewegung in die Propellerdrehrichtung, nach unten

strömungsgünstig umleiten können.

Soll das Flugzeug bei ausgeschaltetem Triebwerk waagerecht möglichst weit segeln, richtet man die Bleche parallel zur Rumpfachse, soll es auf die Steigphase optimiert sein, richtet man sie nach dem Winkel, in dem die Luft den Propeller in dieser Phase verläßt, ansonsten wählt man Zwischenlösungen. Beispiel:

Beschleunigt der untere Propeller (22) die Luft auf 50m/s schräg nach unten, und beträgt die Fahrt bei waagerechtem Rumpf gerade 150m/s, so ist die Geschwindigkeitsdifferenz an dieser Stelle 200m/s. Dabei fließt die Luft zB noch mit 12,5m/s (6,3% von 198,5m/s) in die Propellerdrehrichtung, das heißt mit 3,6° gegenüber dem schnellen Fahrzeug. Die Bleche beginnen hier zum Beispiel in einem 3,6°-Winkel und gehen bis zu ihrem unteren Ende auf bis 0° zurück. Um so schräger die Propeller sind, um so wirkungsvoller und wichtiger wird die Biegung dieser Bleche und ihre möglichst hohe Anzahl.

Von oben gesehen, kann der Mantel (42) flächendeckend voll Flügel sein. Dann fährt man bei waagerechtem Flug nach den Instrumenten. Für besonders hohe Endgeschwindigkeiten läßt sich diese Fläche wie bei Turbinen auch mehrfach belegen und der Propellerwinkel dadurch erhöhen.

Ohne Mantel hat jeder Propeller (21,22) mindestens zwei Flügel, besser sechs, mit Mantel zum Beispiel sechs bis weit über zehn für hohe Geschwindigkeiten. Zwischen den Linien 111 dreht der Propeller (2) den dortigen Teil der Rumpfhülle (11) mit (zB am Propeller befestigt). Die Propeller bzw. Flügel lassen sich in bekannter Weise oder so wie in den Figuren montieren. In Fig.1 und 4 kommen 2 Flügel von innen und treiben an. Diese sind innerhalb des Rumpfes wegen Stabilität und Befestigung etwas höher, zum Beispiel bis zu den gestrichelten Bögen 212 hoch. Die übrigen Flügel sind entweder genauso (oberhalb bzw. unterhalb des ersten, wie dieser) an der Antriebswelle befestigt und biegen sich noch vor Verlassen der mitdrehenden Hülle in die Laufebene des ersten, oder sie sind im Falle niedrigerer Belastungen, direkt an der drehenden Rumpfhülle (111) montiert. Die Flügel haben ab der Rumpfhülle (11) nach außen anfangs eine sehr steile Form, um bei hohen Geschwindigkeiten nicht unnötig zu bremsen.

In Fig.1 dreht auch die Spitze (114) der Hülle mit. Mit bekannten Methoden tariert man den Propeller aus, zum Beispiel mit in oder außerhalb der Spitze bzw. der mitdrehenden Rumpfhülle am Propeller befestigten Bleigewichten.

Wegen dem geringen Abstand zwischen den beiden Propellern (21,22) im Verhältnis zur Fahrzeugmasse und ihrem Abstand zum Fahrzeugschwerpunkt (17), der sich um einen relativ großen Winkel um das Flugzeug herumziehenden Propellerfläche und eventuell der großen Flügelzahl und der großen Laufruhe des Elektroantriebs, beseitigt das Flugzeug und/oder Triebwerk (2,3) die zwischen 2 gegenläufigen Propellern erzeugte Taumelbewegung auf das Flugzeug weitgehend, ohne ergänzende stabilisierende jenseits der eigenen Achse (12) laufende Propeller (zB Heckrotor bei Hubschrauber) zu verwenden.

Dies unterscheidet sich total von vergleichbaren Fahrzeugen des bisherigen Standes der

Technik, die nicht richtig flugfähig waren. Vorzugsweise biegen sich die Flügel weiter außen auch in bekannter Weise stärker nach unten, um möglichst wenig Motorenleistung zu benötigen.

Unter anderem wegen der eigenen Pulssteuerung der Elektromotoren des Fahrzeugs und aus Sicherheitsgründen wird wahlweise auf eine Winkelverstellung der gegenläufigen Propeller verzichtet und hohe Geschwindigkeiten über Drehzahl und Propelleranzahl erzielt.

Figur 4 zeigt einen Schnitt, gesehen von oben, im Bereich der Mitte des oberen Propellers (21). Es ist die gleiche Struktur wie beim unteren. Jeder Propeller öffnet sich im Rumpf mit der Rumpfachse (12) als Zentrum und geht bogenförmig um seine Antriebswelle (25) außen herum. Jeder seiner Bögen (213) hat außen einen Halterungsring (252), welche den Propeller einiges ober- und unterhalb der Propellermitte im Bereich der kleinen Kreise 253 mit Schrauben und entsprechender inneren Halterung mit seiner Antriebswelle (25) verbinden. Für zusätzliche Propellerflügel, welche an der drehenden Hülle (111) befestigt sind, wäre zum Beispiel auf jeder Seite innen noch mindestens ein Träger (1111,1112) am Halterungsring (252) anzuschweißen und beide über durchgehende Schrauben (254) zusammenzuschrauben.

Falls man nach jenseits des Elektromotors (3) bzw. Propellers (2), mit nichtdrehenden Sachen wie Gestänge, Strom- und Steuerungsleitungen, usw., durch den drehenden Bereich hindurchgehen möchte, zB wenn sich in der Spitze (114) ein Blinklicht, Funkgeräte und/oder sonstige Meßgeräte befinden, nicht über einen möglichen Propellermantel gehen möchte, kann man diese durch eine dann hohle Welle (121) des Elektromotors führen. Diese sitzt nichtdrehend innerhalb der Antriebswelle (25). Beim unteren Motor haben diese Wellen eine höhere Dicke und Innendurchmesser mit angepaßtem Propellerantrieb um den oberen Elektromotor zu halten und dessen starke Stromleitung aufzunehmen.

Der obere Elektromotor (31) in Fig.1 beginnt ab der Linie 311. Gemäß besonderer Erfindung hat das Gehäuse eines oder mehrerer (hier beider 31,32) den/die Propeller (2) antreibenden Elektromotoren (3), seine Achse etwa in der Rumpfachse (12) und schließt außen etwa in der Linie der Rumpfhülle (11, 36) ab. Wahlweise beginnen dort Kühlrippen (35), die wie beim unteren Elektromotor (32) bei Bedarf in Achsenrichtung über ihren Elektromotor hinausgehen um die Kühlfläche zu erhöhen.

Die Kühlrippen (35) haben zum Beispiel eine runde Verkleidung (nicht bei Mantelpropeller) aus leichtem Verbundwerkstoff oder sonstigem extrem leichtem Material, damit sie nach außen verdeckt sind und die Seitenwindempfindlichkeit sinkt. Die Kühlrippen sind hier daher nur punktiert eingezeichnet. Die Verkleidung jedes Elektromotors hat oben und unten den gleichen Lufteinlaßquerschnitt. Die Kühlrippen sind oben höher. Die lang- gestrichelte Linie 321 begrenzt den Kern des unteren Elektromotors unten. Dessen Kühlrippen gehen nach unten darüber hinaus um die erforderliche Kühlfläche zu bekommen.

Um beim Elektromotor (3) Gewicht zu sparen, sowie zur besseren Wärmeleitfähigkeit sind

Motorengehäuse und Kühlrippen aus Aluminium. Figur 1 hat in der Spitze ein kleines Loch (115), das Frischluft durch die Spitze (114) in die nichtdrehende Welle (121 Fig.4), aber nicht in die Steuerungswelle (71 Fig.9) leitet. Unter dem unteren Elektromotor nimmt ein dünnerer Schlauch (120) einen Teil davon auf und führt sie in günstigem Bogen noch vor der Linie 15 (Fig.1), dem Beginn des Fahrgastraums, nach außen. So entsteht ein Druck in der nichtdrehenden Welle (121). Schwere Teile wie Wasser fließen durch sie (121) und den Schlauch (120) nach außen, wobei Luft durch Bohrungen der nichtdrehenden Welle (121) seitlich zur Kühlung der Elektromotorenlager, der Bereiche vor und nach den Elektromotoren, der Pulsgeber, Schleifringe, bei Bedarf auch der Elektromotoren selbst, usw., herausfließt. Durch kleine Bohrungen (116) in der Rumpfhülle (11) fließt die überschüssige Luft wieder heraus oder in den Fahrgastraum und über dortige Bohrungen oder Ventile (117 in Fig.5b) nach außen. So läßt sich im Fahrgastraum bei hohen Geschwindigkeiten Druck ohne separaten Kompressor aufbauen und über Ventile regeln, wenn der Fahrgastraum druckdicht ist.

Über untere Möglichkeiten 2 bis 4 erhält man ein besonders leistungsfähiges Flugzeugtriebwerk, Flugzeugbatterie und passendes Flugzeug, bei dem das Flugzeug mindestens ein Elektrotriebwerk (2,3) hat, dieses von mindestens einer Batterie (6) angetrieben wird und die Elektrolyten (69) und Zellen (65-69) dieser Batterie deutlich mehr als 0,2 KW/kg leisten, was die Frage der vernünftigen Energieversorgung moderner Flugzeuge beseitigt.

Solche in Figur 5b schraffiert eingezeichneten Flugzeugbatterien (6 bzw. 61-63) sind zum Beispiel Natrium-Schwefel- Hochenergiebatterien nach der Technik des Typs B11 oder einer ihrer entsprechenden Nachfolger bzw. leistungsgerechten Varianten der Firma Asea Brown Boverie AG (D 69006 Heidelberg). Diese Technik wird für dieses Flugzeug umgestaltet. Im folgenden werden nur 4 Möglichkeiten dargestellt, beide mit gleicher Zellenlänge wie B11.

Die erste verwendet einen gleichen Voltstrang (insgesamt nur 96 Zellen), die 2. genauso, aber mit 160Wh/kg Dauerleistung. In beiden Fällen würde man die gegenüber der normalen (61) in Fig.5b etwas breitere Batterie (62, nur eng gepunktet) zB mehrere Zentimeter weiter oben einbauen und die Rumpflinie in Fig.5b ab dem unteren Fenster (163) etwas breiter führen und eventuell, wie die punktgestrichelte Linie 119 zeigt, nach unten verlängern.

Die dritte Möglichkeit, die normale (61) in Fig.5b und 13, nimmt 2 gleiche Voltstränge, aber mit kleinerem Durchmesser der Zellen (68), wobei der Durchmesser des Elektrolyten (69) 60%, der des Sicherheitseinsatzes (65) etwa 52%, der Außendurchmesser etwa 63% des Typs B11 hat. Dadurch erreicht man bei kleinerem Batteriegewicht im Verhältnis deutlich mehr Batteriespitzenleistung pro Kilogramm Batteriegewicht. Die Fläche der Elektrolyten pro Watt bliebe hier relativ gleich, die Wärmeabgabe der Zellen stiege aber.

Um die Wärmeabgabe weiter zu steigern und noch mehr Watt über die Elektrolyten (69) herausholen zu können, zum Beispiel wesentlich über 0,27 KW pro kg Batteriegewicht, lassen sich erfindungsgemäß auch noch separate Kühlrippen (66,671 Fig.10) zwischen Elektrolyt und Zel-

lenaußenwand und zwischen den Zellen anbringen. Jede Zelle hat 6 Nachbarzellen (außer am Rand) und 6 drei- eckige Kühlungsflächen (67) zwischen ihnen. Figur 10 zeigt eine (67) davon. Da beginnen je Zelle etwa 24 schlanke Kühlrippen (66) innerhalb der Zelle (68) relativ gleichabständig direkt vor dem Elektrolyten. Je 4 (66) gehen zu einer Kühlungsfläche (67), wobei die äußeren (662) beiden etwa parallel zu den inneren (661) laufen, um näher an die größeren der äußeren Kühlrippen (671) heranzukommen, um mehr Wärme abzugeben. In der dreieckigen Kühlungsfläche sind die kleineren Kühlrippen enger beisammen als die großen, um in diesem Bereich den Nachteil kürzer zu sein zu reduzieren. Die normalen von Hochtemperaturöl durchflossenen Wärmetauscher vergrößert man entsprechend der höheren Wärmetransportleistung dieser Kühlrippen (66,671). Kühlungsluft entnimmt die Batterie aus dem Fahrgastraum und führt sie dann unterhalb dem unteren Fensterring (163) über einen Wärmekanal (611) nach außen.

Die vierte Möglichkeit hat das gleiche Prinzip wie die dritte, aber nur einen Durchmesser der Elektrolyten von 50%. Der direkt anschließende Sicherheitseinsatz ist bei weitem dünner und leichter, und dient nur noch zum Stromtransport und zum Hochsteigen der Flüssigkeit beim Elektrolyten. Somit liegt der Außendurchmesser der Zelle bei 50% von B11. Verwendet man nun die Fläche der obigen 1. oder 2. Möglichkeit, so passen 4 parallele Voltstränge hinein, bei dritter nimmt man 3 Stränge. In Verbindung mit der verbesserten Kühlung sind pro kg Batteriegewicht 2,5 bis 3 mal soviel Spitzenleistung der Batterie von B11 zu erzielen, das heißt bei 4 Voltsträngen etwa 31 bis 37,5KW Spitzenabgabe bzw. zB über 0,47 bis 0,56 KW Leistung pro kg Batteriegewicht.

Beim Laden sind die Voltstränge parallel geschaltet. Zur Versorgung der Elektromotoren ist es vorteilhaft, bei 2 und 3 Voltsträngen diese hintereinander zu schalten und Motoren mit 2- bzw. 3- facher Voltzahl bei dünner Leitung (613) einzusetzen. Bei 4 Voltsträngen schaltet man zB je 2 hintereinander.

Für Höchstleistungen lassen sich beide Elektromotoren auch noch etwas nach oben und unten verlängern, bei Bedarf auch der Rumpf etwas strecken oder das gesamte untere Triebwerk noch etwas nach unten schieben.

Setzt man in Figur 1, zB bei etwas nach oben verlängertem Rumpf (zeigt Fig.13), Elektromotoren wie in Figur 12 ein, kann man die beiden Motoren (335,336) mit je einer Batterie mit 2 Voltsträngen zB obiger 4. Möglichkeit (punktgestrichelt 63 in Fig.5b) versorgen. Die obere Batterie würde in Figur 5b die anschraubbare Standfläche (18) ersetzen. Den Propellermantel verlängert man etwas nach oben und schiebt seine Halterungsbleche mit. So haben alle Propeller Platz. Man erhält 4 Propellerreihen hintereinander. Vorzugsweise drehen die mittleren beiden Reihen in diesem Fall in die gleiche Richtung, sowie bei 2 solchen Elektromotoren (335,336), treiben die mittleren 2 Propeller die Rotoren dieser Elektromotoren an.

Mehr als 0,2 KW/kg Leistungsabgabe erzielt man nicht nur bei Batterien, die wie in Fig.10 ringförmige Zellen aufweisen, bei welchen der Durchmesser von Elektrolyten und der gesamten Zelle so weit verkleinert wird, daß die Batterie deutlich mehr als 0,2 KW/kg leistet oder die Zellenwand (68) innen und/oder außen Kühlrippen (66,671) aufweist. Man reduziert gegenüber dem

Elektrolyten (zB gleich großem) einfach die Menge und den Raum der Batterieflüssigkeit um das Gewicht bei gleicher Stromabgabe zu senken und erhält so zB bei Natrium/Schwefel- Batterien ab 0,3 KW/kg und bei Zink/Luft- Batterien, die man genauso anpaßt, über 0,47 KW/kg an Leistung.

Gegenüber elektrisch betriebenen Modellflugzeugen ist dieses Elektroflugzeug voll für wirtschaftlich einsetzbare Transportzwecke mit Kommunikation zur Flugsicherung, genug Nutzlastvermögen, Laderaum, Flughöhe, Geschwindigkeit, niedrigen Kosten, usw. ausgelegt. Damit Elektroantrieb überhaupt sinnvoll bzw. sehr wirkungsvoll ist, mußten das gesamte Fahrzeug und Triebwerk ideal darauf abgestimmt werden. So wurde die Form des Rumpfes (1) so optimiert und die Triebwerke (2,3) integriert, daß das Gewicht niedrig, der Luftwiderstand in Richtung der Rumpfachse (12) sehr klein ist und das Flugzeug aufgrund hoher Geschwindigkeit nur sehr kurze Zeit in der Luft ist.

Das Flugzeug geht bis auf Propeller (2), den 4 Seitenflossen (51, bzw. in Fig.3 Landestützen 52) und eventuellen Halterungsblechen (43) des Mantels etwa kreisförmig um seine Rumpfachse (12). Bei entsprechend stabilem Rumpfunterteil und passendem Landepodest kann man auf Seitenflossen ganz verzichten. Es kann in jedem Winkel um seine Rumpfachse (12) gedreht, relativ gleich optimiert fliegen, starten und landen.

Das Flugzeug hat eine hier nach außen aufgehende Einstiegstür (13). Auf der gegenüberliegenden Seite hat es in Höhe des unteren Bereichs der Einstiegstür ein Fenster (162), das den Landeanflug mit erleichtert. Weiter hat es im Mittel- bzw. Unterteil des Rumpfes, je einen schraffiert eingezeichneten rund um den Rumpf gehenden und hier genau in der Linie der Rumpfhülle (11) liegenden Fensterring, oben (161) in Kopfhöhe, unten (163) knapp im Fußbereich des Piloten (80). Bedarfsweise können diese 2 Fenster (161, 163) Verbindungsbänder (164) aufweisen, welche die Rumpfhülle (11) oberhalb und unterhalb verbinden und die Fenster so von hohen Zug-, Stauch- und Biegebelastungen befreien. Das obere hat hier an an der Ring- Innenseite 4 (160), das untere an der Ring- Außenseite 3 Verbindungsbänder (164). Beide Fensterringe sind in sich geschlossen um in sich selbst zu halten. Es ist nicht im Sinne des Patentanspruch 3, daß so ein Flugzeug nach Anspruch 3, unbedingt Fensterringe haben muß, wenn Propeller etwa in der Rumpfachse (12) laufen; auch ohne beansprucht er die senkrecht-waagerecht-senkrechte Technik.

Verwendet das Flugzeug die 4 Seitenflossen (51) in Figur 2, so entfallen die 3 großen Landestützen (52) und die 3 Verbindungsbänder (164) der Figur 3. Die Landestützen (52) von Figur 3 ermöglichen Landungen ohne separates Podest. Sie (52) sind hier etwa halb an der Rumpfhülle unterhalb des unteren Fensterrings (163) und halb an den anschließenden Verbindungsbändern (164) befestigt. Die linke Landestütze weist 2 Trittstufen (53,54) auf, deren je 5 Roste in Flugrichtung weisen, damit sie kaum Luftwiderstand haben. Der mittlere Rost ist jeweils mit der normalen Landestütze identisch. Die übrigen oberen Roste sind rechts am Rumpf (1, Fig.3) bzw. einem Verbindungsband (164) befestigt, links, wie alle unteren, an Querstreben (55), die an der

Landestütze (52) verankert sind.

Im Rumpfende hat dieses Flugzeug einen abnehmbaren, steckbaren Deckel(191), auf welchem Meß- und sonstige Arbeitsgeräte wie zur Höhenmessung und Start- Zielerkennung eingesteckt sind. Auf die Einzeichnung der meisten dieser Geräte, Kabel, usw. wurde in Fig.5b verzichtet. Ist dieser Deckel abgenommen, kann man die Batterie (6) so von unten einschieben. Man schiebt sie etwas höher als ihre Endposition, legt den Gummiring (612) ein und läßt sie auf ihm (612) aufsetzen. Die Rumpfhülle(11) ist an den Seitenflossen (51) verstärkt. Dort befestigt man mit Schrauben (118) die oberen Enden der 4 strebenförmigen Batteriehalterungen (64), deren untere Enden oben an die Batterie angeschraubt und diese (6) so von oben aufgehängt ist. Große Piloten stehen im Rumpf auf der Batterie. Für kleinere kann man zusätzliche zum Beispiel mit Handdrehschrauben (181) anschraubbare Standflächen (18) einbauen. Sie (18) sollten außen große Aussparungen aufweisen, eventuell wie ein Netz oder ein Drahtgitter, so daß der Pilot bei der Landung auch mit durch das untere Fenster (163) sehen kann. Um immer festen Bodenkontakt zu haben, könnte die Standfläche auch eine einfache Schuh-Bindung (182) aufweisen, ähnlich wie bei Skiern. Das erleichtert vielen die Steuerung per Gewichtsverlagerung.

In Figur 5b hat das Flugzeug kein mitfliegendes Landegestell, sondern nur 4 Seitenflossen (51), oft bzw. meist auch als Heckflossen bezeichnet, die vor dem Start und nach der Landung auf einem passenden Landeplatz, hier einem separaten Podest (91-99) aufsitzen, wobei der zwischen den Seitenflossen darunter befindliche Rumpfteil in ein Loch (91) dieses Podestes paßt. Anstatt Seitenflossen lassen sich auch Flügel (41 Fig.5a+11) oder entsprechend wirkende Teile im Stand zum Aufsitzen am Landeplatz einsetzen. Figur 5a zeigt vom Flugzeug nur das Außenmaß des Rumpfes (1) an der Auflage (921), 2 Flügel (41) und 2 Seitenflossen (51). Von diesem Podest werden im folgenden nur zwei (Fig.5 a und b) von vielen Möglichkeiten dargestellt.

Es hat um sein Loch (91) einen stabilen Gummiring (92), der oben eine verbreiterte ringförmige Auflage (921) für die Seitenflossen (51) aufweist. Das Podest hat 3 Stufen (94-96), wobei die oberste (94) ringförmig um den Gummiring (92) herumgeht, welcher auf Elementen der Stufe 2 (95) steht. Die Stufe 2 besteht bei 5a/b aus 4/5 Elementen. Bei 5a stehen sie im 90°-Winkel zueinander und sind relativ breit, bei 5b beginnen sie außen jede 72° und sind 36° breit sind. Dazwischen, in halber Höhe ist die Stufe 1 (96). Stufe 1 und 2 haben außen (98 Fig.5b) und innen (97) je einen gemeinsamen stützenden Ring, wobei der innere (97) zur Stufe 3 (94) einen Aufsatz (971) hat.

Um hier unter den Seitenflossen mehr Raum zu haben oder das Podest niedrig zu halten, kann man auch im Boden (90) ein entsprechendes Loch (901) vorsehen. Ist es tief genug, lassen sich solche Flugzeuge mit viel längerem Rumpfunterteil einsetzen oder zum Beispiel die Stufen 1, 2 oder auch 3 können vollkommen entfallen.

Vorzugsweise können, wie Figur 3 zeigt, im Stand etwa an der Auflage (921) auch die Batterie (6) und/oder der Pilot (80) stehen und sich ein großer Teil des Flugzeugrumpfes oder Flug-

zeuggewichts unter den Seitenflossen (51) bzw. unterhalb dem oberen Ende der Landeplatz-Umfassung, dem Gummiring (92) befinden; bzw. das Loch (91) mit seiner Umfassung (92), und das Flugzeug sind hier (im Bereich des Lochs) in Form, Durchmesser und Tiefe so aufeinander abgestimmt, daß es auch beim Ein- und Aussteigen, sowie bei Sturm relativ standsicher ist und nicht umfällt. Bei Flugzeugen mit bei und unter den Seitenflossen zum Loch (91) verhältnismäßig engerer Rumpfhülle sollte der Schwerpunkt tiefer, umgekehrt kann er sogar deutlich höher sein.

Als Podest wird im Sinne der Patentansprüche auch noch verstanden, wenn zum Beispiel der Gummiring (92) nicht oder nur etwas über die sonstige Umgebung ragt, die Seitenflossen (51) beispielsweise etwa "ebenerdig" landen, der darunter befindliche Rumpf in einen entsprechenden Freiraum, wie unter einer Decke, reicht, im Stand die Auflage der Seitenflossen und eventuell die Batterie auch oberhalb der Einstiegstür sitzen können, und zum Beispiel auf Säulen steht, so daß der Pilot unten steht und immer ebenerdig mit viel Platz aus- und einsteigen kann.

Vorzugsweise ist dieses Podest an das Telephon- und Stromnetz angeschlossen. Beispielsweise hat es geschützt unter Stufe 3 (94) am Aufsatz (971) 1 oder 2 solche Steckdosen nebeneinander (in Fig.5b die Stromsteckdose 972 mit Kabel 974 zu sehen). Oberhalb der Stufe 3 läßt sich stattdessen zum Beispiel eine drehbare Steckdose (973, auch mit Deckel) anbringen. Neben einer Seitenflosse (51) hat die Rumpfhülle (11) eine Klappe (60 Fig.2), durch die am Landeplatz Kabel (614) nach außen zu diesen Steckdosen (972, 973) gezogen werden können. Bei der drehenden Steckdose (973) dreht sich die Steckdose beim Start durch den Zug des Flugzeugs nach oben, dann zieht sich der Stecker durch diesen Zug heraus, rollt ins Flugzeug zurück, der Deckel der Steckdose schließt sich und die Steckdose dreht wieder nach unten, damit kein Wasser hineinfließen kann. Für den Telephonanschluß läßt sich zum Beispiel auch unter einer Stufe (96) zwischen den Ringen (97, 98) ein kleines Funkgerät (99) anbringen, das Telephondaten mit passendem Gerät (192) innerhalb des Rumpfdeckels (191) mit dem Flugzeug austauscht.

Erfindungsgemäß weisen Landeplatz und/oder Flugzeug (hier beide) Schrägen (93, Fig.5a+b) auf, welche den Rumpf (1) bzw. Flügel (41) oder sonstige Teile des Flugzeugs bei der Landung fangen bzw. in die gewünschte Position rutschen lassen. Flugzeugseitig ist der untere Rumpfdeckel (119) dafür verstärkt und der untere Fensterring bereits sehr steil, um Beschädigungen durch den Gummiring (92) zu vermeiden.

Beim Landen dreht erst der Pilot (80) durch eigenes Drehen das Flugzeug in die ungefähre Landeposition. Auf die Stufe 3 (94) ist noch eine Flügelfangeinrichtung aufgesetzt, welche auf jeder Seite Schrägen (93) mit je 2 Blättern (932) hat, welche das Flugzeug beim Aufsetzen endgültig in einen genau vorgegebenen Winkel drehen. Jedes der 2 Blätter (932) ist hier an einem gemeinsamen Ring (931) um den Gummiring (92) befestigt. Ab diesem Ring (931) gehen die Blätter erst bogenförmig schräg nach oben und dann nach außen schräg nach unten, so daß die Flügel von innen nach außen auf der Oberkante (933) heruntergleiten können, bis sie die Fläche des Blattes außen erreichen und abschließend gedreht werden. Flügel können außen auch bis zu den Stufen 1 bis 3 oder bis zum Erdboden (90 Fig.5b) reichen, sogar dort aufsetzen.

Im folgenden werden die Figuren 6-8 erklärt, welche eine Flugrichtungssteuerung durch Lageänderung mindestens eines, hier des oberen Propellers in alle 4 Richtungen zeigen. Eine Gewichtsverlagerung des Piloten kann diese Steuerung noch ergänzen. Für eine sehr stabile Start-, Schwebe- und Landephase befindet sich der durchschnittliche Punkt der Hebekraft des Triebwerks beim Start oberhalb des Schwerpunktes (17) des Startgewichts.

Wie im besonderen Falle des Patentanspruchs 3 (Flugzeug startet und landet mit senkrechtem, bei dazwischen waagerechterem Rumpf), kann das Flugzeug mit mindestens einem in der oberen/vorderen Flugzeughälfte befindlichem Propeller (21) eines oder mehrerer etwa in der Rumpfachse (12) laufender Triebwerke über dessen Lageänderungen die Fluglinie in mindestens 2 Richtungen ändern, wobei im Falle daß der/die vordersten Propeller zu kippen sind, gemäß besonderer Ausführung wahlweise die ganze Spitze (114) des Flugzeugs von der normalen Rumpflinie (11) abgehoben sein kann und zwischen kippendem und übrigem Bereich eine Druckfeder (77) angebracht sein kann, welche das kippende Gelenk (26-28) zentriert, um das Triebwerk (21) normalerweise automatisch in der Mitte zu halten.

Für den Einsatz mit hohen Umdrehungen oder großen Winkeln sind Kugelgelenke zur Richtungssteuerung der Propeller sehr vorteilhaft. In den Figuren wurde als Beispiel nur ein Kreuzgelenk (251,26,27,281) gewählt. Figur 8 zeigt den Schnitt durch die Mitte des Kreuzgelenks von oben, wobei hier zeichnungsmäßig ein Schnitt des Propellers (21) mit seiner gebogenen Halterung (28) mit integriert wurde, der durch dessen Propellermitte geht, welche Linie 214 in Figur 6 und 7 markiert.

Zur Verstärkung für zusätzliche Propellerflügel hat die mitdrehende Rumpfhülle (111) im Vergleich zu Figur 4 hier zum Beispiel auf jeder Seite unten und oben je einen Träger (283,284). Oben sind diese über eine Klammer (285) miteinander zusammengeklammert um hohe Drehzahlen zu ermöglichen.

Den wie in Figur 4 in der Mitte um die Rumpfachse (12) herumgehenden Propeller (21) hält außen auf jeder Seite eine gebogene Halterung (28, fast baugleich mit 252 in Fig.4), die je von 4 Schrauben (282, Fig.6) mit Gegenplatte (29) angezogen ist. Diese Halterung (28) mündet als End-Kopf (281) eines Kreuzgelenks. Dieser Kopf (281) ist über Schalen, Nadeln (27) und dem Zwischenstück (26) mit dem Anfangskopf und Kreuzgelenkanschluß (251) und darüber mit der Antriebswelle (25, Fig.6) verbunden.

Innerhalb der Antriebswelle (25) befindet sich eine hohle Steuerungswelle (71), die ein Lager (123) zur Antriebswelle auf Abstand hält. Diese Welle(71) hat oben eine mit einer Schraube (72) angezogene Klaue (73), die in einen starr an einem Lager (75) befestigten Kugelkopf (74) mündet. Über Drehen und Längsverschiebungen der Steuerungswelle (71) wird der Kugelkopf (74) in der gewünschten Richtung nach oben oder unten bewegt und damit das fest mit seinem Lager (75) verbundene Kreuzgelenk (281) einschließlich Propeller um die Kreuzgelenkachse (24) zielgerecht gewinkelt. Die gestrichelten Linien 76 zeigen beispielsweise maximale Winkelausschläge dieses Lagers (75). Die Druckfeder (77) zwischen diesem Lager (75) und der Antriebswelle (25) hält das

Triebwerk bei einem Versagen der Steuerimpulse automatisch in der Mitte.

Die Steuerungswelle (71) ist hier hohl, um Leitungen zur Flugzeugspitze (114) zu ermöglichen, welche in Figur 6 ab der Linie 112 nicht mitdreht. Das Lager (122) kann sie gegenüber der drehenden Hülle (111) gut führen. Es (122) ist über einen Ring (291) fest mit den 4 oberen Gegenplatten (29) verbunden. Da die Spitze (114) und die drehende Rumpfhülle (111) abwinkeln, wurden sie (111,114) etwas nach oben abgesetzt. Zudem reicht hier letztere (111) ab der Linie 113 seitlich etwas über die untere Rumpfhülle (11). Fig.8 zeigt zur leichteren Abgrenzung ihr (111) unteres Ende mit. Wegen der zusätzlichen Darstellung der Propellermitte, wurde das Lager 75 in Fig.8 nur durch die beiden Ringe 751 eingezeichnet. Um den Mantel in Fig.1 und 12 im Falle einer Propellerwinkelung nahe am oberen Propeller zu halten hat dieser Propeller außen einen Bogen (211).

Soll der Propeller nur in 2 Richtungen gewinkelt werden, so braucht man nur auf die Drehbarkeit der Steuerungswelle verzichten und die Klaue (73) in der gewünschten Richtung installieren.

Im folgenden wird mit Fig.9 in Seitenansicht ein zu den Figuren 6-8 passendes Lenkgestänge unterhalb des unteren Elektromotors erläutert. Fig. 9 zeigt das untere Ende der am unteren Elektromotorengehäuse befestigten nichtdrehenden Verbindungswelle (85) zum oberen Elektromotor. Sie (85) dient hier auch als Führungsrohr für die vom Kreuzgelenk herkommende hohle Steuerungswelle, um diese (71) am unteren Ende gegen seitliches Bewegen zu sichern.

Unten hat die Steuerungswelle eine Öffnung, die links (711) etwas höher reicht, so daß links ein Strom- und Steuerkabel (87) für den oberen Elektromotor und sonstige Zwecke hineingehen kann. Unten nimmt die Öffnung zwischen dem übrigbleibenden vorderen und hinteren Teil den hier deshalb teilweise nur gestrichelten Kopf (782) der Lenkstange (78) auf. Beide Köpfe (782,784) der Lenkstange (78) sind beweglich über splint-gesicherte Bolzen befestigt.

Wie oben die Steuerungswelle, so nimmt unten ein aus 2 Armen (je einer vor und hinter der Lenkstange (78)) bestehender Hebel (88) den unteren Kopf (784) zwischen sich auf. Diese Arme sind links starr an einem Rohr (881) angebracht, das an seinen Enden am inneren (81) Lenkzylinder innen anstößt und zwischen den Armen des Hebels (88) mit einem Splint am einen Arm (891) des hier nur ausschnittsweise sehbaren punktgestrichelten Lenkrads (89) befestigt ist.

Dieser Arm (891) des Lenkrads geht durch die Wand des inneren (81) Lenkzylinders, dreht ihn (81) und den Hebel (88) horizontal, den Hebel zusätzlich vertikal. Die Lenkstange (78) führt durch den Lenkzylinder (81,82) um volle Umdrehungen zu ermöglichen (soweit das Kabel 87 zuläßt). Lenkzylinder und seine auf die dort als Anschlag verdickte Führungswelle (85) einfach aufgesteckte und mit einer Mutter (86) angeschraubten Halterung (84) sind deshalb im Schnitt durch ihre Mitte dargestellt. Diese Halterung besteht auch aus 2 Armen, die aber an ihren Enden ringförmig zusammenlaufen. Der innere Lenkzylinder (81) stößt oben an der Stirnwand des äußeren (82) an, reicht in verengter Form durch diese Stirnwand durch und ist oberhalb dieser mit einem Sicherungsring (83) gegen Herabfallen gesichert.

Im folgenden wird ein 2. grundsätzlicher von vielen möglichen Ausführungswegen des Triebwerks anhand Figur 12 bis 15 erläutert. Die Technik ist gegenüber den vorigen Figuren etwa gleich, jedoch hat das Flugzeug hier 1 bzw. 2 Triebwerke (2,3 Fig.12a), die zeigen, daß zu je 2 gegenläufigen Propellern (21,22) auch der Motor (33) aus hauptsächlich 2 gegenläufigen Antriebseinheiten (331,332 Fig.12b) bestehen kann, wobei die eine (331) den einen Propeller (21), die andere (332) den zugehörigen entgegen laufenden (22) antreibt, hier im Falle des Elektromotors (3) Wicklungen sowohl von Rotor (331) als auch Stator (332) gegenüber dem Rumpf (1) drehen.

Figur 12a zeigt dieses Triebwerk stehend von der Seite, bei aufgeschnittenem Mantel (42). Die Linie 101 wäre identisch mit jener (105) in Fig.11. Der eine Motor (33) übernimmt hier beide vorigen (31,32). Der auch in der Rumpfachse (12) laufende Elektromotor (33) reicht oben und unten bis zu den Linien 334, seitlich bis zur Rumpflinie 36,11. Darüber hinaus streben seine hier zum Beispiel aus dünnen Aluminiumstreifen bestehenden Kühlrippen (36), von denen hier aus Gründen der Übersicht auch nur ein Teil und weil sie von einer Hülle (351) umgeben sind, nur gepunktet bzw. gestrichelt eingezeichnet sind. Die Hülle (351) sorgt dafür, daß die Luft bei mit dem Stator rotierendem Gehäuse nicht fliehkraftbedingt nach außen von den Kühlrippen wegfließt. Dreht das Gehäuse wie in den Figuren 12 mit, lassen sich Propeller (22) direkt am Gehäuse befestigen. Würden die Kühlrippen nicht mitdrehen, befestigt man den Propeller (22) des Stators zB direkt unter- oder oberhalb der Kühlrippen, noch vor dem (21) des Rotors. Da sie (35) mitdrehen und die Luft im Flug viel schneller "fließt", richter man sie (35) sehr steil, um bei hohen Geschwindigkeiten nicht oder wenig zu bremsen. Die Hülle (351) hat beim Lufteinlaß etwa den gleichen Öffnungsquerschnitt wie beim Auslaß.

Figur 12b zeigt den Schnitt des Elektromotors an der Linie 333 von Fig.12a.

Figur 14a zeigt den halben Schnitt (linke Hälfte) einer möglichen Schleifringtechnik, die zB unterhalb des Elektromotors in Figur 12a, bzw. des oberen in Fig.13, eingebaut wird. Die stehende Welle (121), speziell für Fig.12a unten über eine schräg laufende Halterung (124, zB aus 3 Stangen) zur Rumpfhülle führend, hat speziell im Bereich der je 4 großen Schleifringe (371) zur Kühlung und zum Durchführen von Stromdrähten (38, 381,382) Bohrungen(126). Alle Schleifringe (371,372) gehen ringförmig um die Rumpfachse(12) und werden über Federn (391), ringförmige Platten (392) und Schrauben (393) angedrückt.

Damit sich die Kräfte der Lager von Rotor (337) und Stator (338) nach rechts und links gegenseitig ausgleichen, sind beide Lager gleich und auf die stehende Welle (121) geschoben. Die Stromdrähte der untersten Schleifringe brauchen nicht durch die stehende Welle. Diese (121) ist am Lager (338) des Stators für Montagezwecke getrennt und wird über eine Schraube (125) zusammengehalten. Die untere Halterung (3381) des Stators wird erst außerhalb des Radius des Hilfsmotors (34) mit der oberen (3382) über Schrauben (3383) anmontiert, um vorher den Hilfsmotor und die rotorenseitige Elektroversorgung zu installieren, bzw. auf die Welle (121) zu schieben. Die Antriebswelle (25) und die Statorhalterung (3381) haben unten je zwei mitdrehende Äste (3712,3722, 3711,3721) um die drehenden Teile der Schleifringtechnik aufzunehmen. Am

großen (3712) der Antriebswelle ist hier auch der Rotor (341) des Hilfsmotors, und um diesen dessen Stator (342) angeordnet. Die kleinen Schleifringe (372) gehören zum Hilfsmotor.

Der Hilfsmotor (34) ermöglicht, daß bei diesem Flugzeugtriebwerk bzw. passendem Flugzeug, der (gleiche) Propeller (2) von 2 Motoren (33,34) angetrieben wird, wovon zumindest einer elektrisch antreibt, vorzugsweise der kleinere. Ein elektrisch Antreibender (34) besitzt so nur einen Bruchteil der Leistung des anderen Motors (33) und hält den Propeller nach der Steigphase, im Falle des dann abgeschalteten oder leistungsmäßig stark reduzierten Hauptmotors (33), mindestens am Laufen, damit er die "Segelfahrt" nicht bremst und wahlweise darüberhinaus auch noch etwas Schub erzeugt.

Statt diesem Hilfsmotor läßt sich beim zB pulsgesteuerten großen Elektromotor (33) die Dauer des Elektropulses im "Segelflug" stark reduzieren, damit der Motor eine hohe Drehzahl hält und zB ein Abbremsen des Flugzeugs verhindert. Im Flug sind dann mindestens 2 Propeller (2) elektrisch abschnittsweise eingeschalten / ausgeschalten oder stark / schwach angetrieben. Käme ein Hilfsmotor zB bei unausgeglichener Ladung oder überhöhter Gegengeschwindigkeit des Windes teilweise nicht zurecht, kann der Hauptmotor immer wieder durch eigene helfende Takte ausgleichen.

Der separate hier nicht eingezeichnete Taktgeber (bei Fig.13 zB zwei) bedient sich bekannter herkömmlicher Technik. Zum Beispiel wird der Taktgeber von einem weiteren, aber sehr kleinen pulsgesteuerten Elektromotor angetrieben, der von der Motorenelektronik in gewünschter Form getaktet wird. Dieser kleine Pulsmotor hat vorzugsweise noch einen Schalter, der ihn bei Stromausfall (zB bei Computerausfall) direkt mit einem Spannungsregler (Handsteuerung des Piloten) und so der Batterie verbindet.

Hinter dem Taktgeber befindet sich ein zweiter Schalter (Figur 15a+b) oder weiterer Pulsgeber, der die Drähte (381) zum Hauptmotor abschnittsweise unterbrechen kann. Die Drähte zum Hilfsmotor (382) gehen vorher am Verteiler (383) weg, da dieser (34) vorzugsweise immer arbeitet. Der Schalter besteht hier zum Beispiel aus einem nichtleitendem Keramikkolben (378), der in einem nichtleitendem Keramikrohr (376) von einem Elektromagneten (374) hin- und hergeschoben wird. Das Keramikrohr hat auf jeder Seite je 4 gebogene Platten (377), die mit ihren Drähten (38) leitend verbunden sind. Der Keramikkolben hat 4 leitende Ringe (379), die bei ausgeschaltetem Elektromagneten Strom von den unteren zu den oberen Drähten leiten. Bekommt der Elektromagnet Strom, so unterbricht er die Leitung (wie in Fig.15a+b). Versagt der Strom, drückt seine Feder (375) den Kolben zurück zum Leiten. Dies gilt auch, wenn der Elektomagnet bei Computerausfall nicht mehr angesteuert wird.

Zur Optimierung haben Rotor und Stator auch je einen schleifenden Kontaktgeber (373 Fig.14) für die Drehzahlmessung, um auch bei gegenüber dem Rumpf unterschiedlicher Drehzahlen beider, eine ideale Motorensteuerung zu ermöglichen.

Im folgenden lediglich ein Flugbeispiel:

Anfänglich startet das Flugzeug vorzugsweise sehr steil und so weit nach oben bis es die Sollgeschwindigkeit bzw. Sollhöhe erreicht hat. Es kippt in dieser Phase bei zunehmender Geschwindigkeit nur soweit nach vorne, daß der Luftwiderstand nach vorne minimal bleibt.

Dann kippt es der Pilot nach vorne bis etwa in die Waagerechte und schaltet den Hauptmotor ab. Es kann nun meist bis zum Ziel "bergab" fahren (zB mit 150m/s horizontal). Je nach Flügelgröße verliert es senkrecht mit 0 bis 34m/s an Höhe. Fällt es zB mit 17m/s von 1400m Höhe auf 300m, legt es waagerecht gleichzeitig fast 10km zurück.

Gegen Ende dieser Phase richtet der Pilot das Flugzeug immer weiter auf, bis der Rumpf ganz trägt. Dann trägt zunehmend das Triebwerk bis zur Landung.

Insgesamt könnte es so bereits flügellos bei einmaliger Steigphase soviel Kilometer fahren, daß es bei nahezu allen Kurzstreckenfahrten, zB in den Städten, ausreicht. Für größere Entfernungen läßt sich einmal die Anfangshöhe enorm steigern (oben ist weniger Verkehr, wenn in der Stadt fast alles Kurzstrecken fliegt) oder Mantel (42 Fig.1+11) und Flügel (41 in Fig.11) anmontierten. Bei letzterem reduzieren sich Höhenbedarf bzw. Energieverbrauch deutlich. Reicht die einmalige Höhe nicht, läßt man das Flugzeug wieder aufsteigen und wieder "segeln". Durch abschnittsweises Ein-/aus- bzw. stark/schwach schalten der Elektromotoren lassen sich bis zu über 90% an Energie einsparen.

Flügel sollen aus Sicherheitsgründen so ausgelegt und plaziert sein, daß das Flugzeug hinten nicht mehr trägt als vorn. Wenn in Fig.11 in der Beinregion des Piloten zusätzliche Nutzlast eingeladen wird, erhöht sich das Fahrzeuggewicht nur hinten und das Flugzeug kann nicht kopfüber nach vorne stürzen. Umgibt man die Propeller (2) mit einem Mantel, sollte man hinter dem Schwerpunkt (17 Fig.1) soviel Flügelfläche schaffen, zB ähnlich wie in Fig.11 (gestrichelt 41), daß die Tragfähigkeit des Fahrzeugs, bei etwa waagerechter Fahrt und wenig Zuladung, vorne und hinten fast ausgeglichen, aber nicht kopflastig ist. Noch mehr zusätzliche Tragfläche montiert man vorzugsweise etwa so, daß diese vor und hinter dem Flugzeugschwerpunkt etwa gleichviel mehr Auftrieb erzeugt.

Optimiert man Flügel und Mantel für die Segelphase, so verlaufen sie zB etwa linear (parallel) zur Rumpfachse oder in bekannter Weise so leicht gebogen, daß beim Segeln bei Höchstgeschwindigkeit eine maximale Reichweite pro Meter Höhenverlust entsteht. Sind Mantel, Flügel, usw., etwa linear zur Rumpfachse, so wäre das Fahrzeug für jede waagerecht gefahrene Geschwindigkeit gleich gut optimiert.

Die Batterie und die Elektromotoren bringen kurzfristig zB 50 bis 100% mehr Spitzen- als Dauerleistung, was man vor allem für die Steigphase nutzt. Das Triebwerk liefert als Dauerleistung mindestens die Schwebeleistung (+ vorher berücksichtigter nötiger Bremsleistung). Bei Fig.13 verwendet man die Anlage bei 2 vollkommen getrennten gleichstarken Triebwerken (zB je 12,5KW) vorzugsweise so, daß eines allein die Schwebe- und Bremsleistung beim Ausfall des anderen übernimmt. Wie in Fig.11 läßt sich am Flugzeugende ein bekannter "Gummischlauch" (193) ansetzen, der sich aufbläst und am Heck die sonstige Sogwirkung verhindert.

Patentansprüche

1. Senkrecht startendes und landendes Flugzeug mit mindestens einer Person (80), bestehend aus Rumpf (1), Triebwerk (2,3) und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß es keine beweglichen Teile zur Steuerung in 2 oder mehr Richtungen hat und der Pilot (80) in diese durch seine Gewichtsverlagerung steuert, wobei im Falle Starts mit waagerechtem Rumpf und Steuerung ohne beweglicher Teile in nur 2 Richtungen, ein relativ geschlossener Rumpf (1) vorhanden ist.

2. Senkrecht startendes und landendes Flugzeug, bestehend aus Rumpf (1), Triebwerk (2,3), bei dem der durchschnittliche Punkt der Hebekraft beim Start, sich während dieser Phase oberhalb des Schwerpunktes (17) des Startgewichts befindet, und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß

es durch Lageänderungen mindestens eines Propellers (21) in alle 4 Richtungen die Fluglinie in alle Richtungen ändern kann,

bzw. im besonderen Falle, dem von Patentanspruch 3, es mit mindestens einem in der oberen/vorderen Flugzeughälfte befindlichem Propeller (21) eines oder mehrerer etwa in der Rumpfachse (12) laufender Triebwerke (2,3) über dessen Lageänderungen die Fluglinie in mindestens 2 Richtungen ändern kann, wobei im Falle daß der/die vordersten Propeller zu kippen sind,

gemäß besonderer Ausführung wahlweise die ganze Spitze (114) des Flugzeugs von der normalen Rumpflinie (11) abgehoben sein kann und zwischen kippendem und übrigem Bereich eine Druckfeder (77) angebracht sein kann, welche das kippende Gelenk (26-28) zentriert, um das Triebwerk (21) normalerweise automatisch in der Mitte zu halten.

3. Senkrecht startendes und landendes Flugzeug, bestehend aus Rumpf(1), Triebwerk(2,3) und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß es mit senkrechtem Rumpf (1) startet, dann je nach zunehmender Geschwindigkeit bis etwa in die "Waagerechte" übergeht und wieder mit senkrechtem Rumpf (1) landet,

im Falle daß der/die Propeller (2) etwa in der Rumpfachse (12) laufen,

gemäß einer vorzugsweisen Ausführung,

im Mittel- bzw. Unterteil des Rumpfes, ein oder mehrere

Fensteringe (161,163) des Piloten (80) rund um den Rumpf gehen,

genau in der Linie der Rumpfhülle (11) liegen und

bedarfsweise Verbindungsbänder (164) haben können, welche die Rumpfhülle (11) oberhalb und unterhalb verbinden.

4. Flugzeugtriebwerk und senkrecht startendes und landendes Flugzeug, bestehend aus Rumpf (1), Triebwerk (2,3), bei dem gegenläufige Propeller (2) etwa in der gleichen Achse (12) arbeiten, und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß das Flugzeug und/oder Triebwerk (2,3) die zwischen 2 solchen gegenläufigen Propellern (21,22) erzeugte Taumelbewegung auf das Flugzeug weitgehend beseitigt, ohne ergänzende stabilisierende jenseits der eigenen Achse (12) laufende Propeller zu verwenden.

5. Für Transportzwecke einsetzbares Flugzeugtriebwerk und passendes senkrecht startendes und landendes Flugzeug, bestehend aus Rumpf (1), Propellertriebwerk (2,3) und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß es elektrisch angetrieben wird und der oder die Elektromotoren (3) aus einer oder mehreren Hochenergiebatterien (6) versorgt werden.

6. Motor für Flugzeuge und passendes Flugzeug, bestehend aus Rumpf (1), Triebwerk (2,3) mit mindestens 2 gegenläufigen Propellern (21,22) und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß zu je 2 gegenläufigen Propellern auch der Motor (33) aus hauptsächlich 2 gegenläufigen Antriebseinheiten bestehen kann, wobei die eine (331) den einen Propeller (21), die andere (332) den zugehörigen entgegen laufenden (22) antreibt, im Falle des Elektromotors (3) Wicklungen sowohl von Rotor (331,341) als auch Stator (332,342) gegenüber dem Rumpf (1) drehen.

7. Flugzeugtriebwerk und passendes Flugzeug, bestehend aus Rumpf (1), Propellertriebwerk (2,3) und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß

der Propeller (2) von 2 Motoren (33,34) angetrieben wird,

wovon zumindest einer elektrisch antreibt,

ein elektrisch antreibender (34) nur einen Bruchteil der Leistung des anderen Motors (33) besitzt und

nach der Steigphase, im Falle des dann abgeschalteten oder leistungsmäßig stark reduzierten Hauptmotors (33),

den Propeller (2) mindestens am Laufen hält, damit er die "Segelfahrt" nicht bremst und wahlweise darüberhinaus auch noch etwas Schub erzeugt.

8. Flugzeugtriebwerk, Flugzeugbatterie und passendes Flugzeug, bestehend aus Rumpf (1), Propellertriebwerk (2,3) und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß

das Flugzeug mindestens ein Elektrotriebwerk (2,3) hat, dieses von mindestens einer Batterie (6) angetrieben wird, die Elektrolyten (69) und Zellen (65-69) dieser Batterie deutlich mehr als 0,2 KW/kg leisten,

wahlweise,

Lade- und Entladestrom der Batterie (6) verschiedene Spannungen haben,

die Zellenwand (68) der Batteriezellen innen und/oder außen Kühlrippen (66,671) aufweisen,

die Batterien (62,63) über 0,3 KW/kg leisten,

die Menge und der Raum der Batterieflüssigkeit gegenüber dem Elektrolyten so weit reduziert ist, daß Natrium/Schwefel- Batterien (6) über 0,27 KW/kg und Zink/Luft- Batterien über 0,47 KW pro kg Batteriegewicht an Leistung abgeben,

im Falle von 4 Propellerreihen hintereinander, die mittleren beiden in die gleiche Richtung drehen,

im Falle von 2 Elektromotoren hintereinander, bei denen auch die Statoren drehen, die Rotoren der Elektromotoren die mittleren beiden Propeller antreiben,

der Pilot (80) etwa im Flugzeugschwerpunkt (17) stehen kann,

im Flug mindestens 2 Propeller (2) elektrisch abschnittsweise eingeschalten / ausgeschalten oder stark / schwach angetrieben sind,

der Elektromotor (3) den Propeller (2) ohne Kupplung antreiben kann,

ohne Getriebe antreiben kann,

auf eine Winkelverstellung der Propeller verzichtet wird,

das Gehäuse eines oder mehrerer den/die Propeller (2) antreibenden Elektromotoren (3),

seine Achse etwa in der Rumpfachse (12) hat,

außen etwa in der Linie der Rumpfhülle (11,36) abschließt,

wahlweise dort Kühlrippen (35) beginnen und diese bei Bedarf in Achsenrichtung über ihren Elektromotor (3) hinausgehen um die Kühlfläche zu erhöhen, schließlich, falls man nach jenseits des Elektromotors (3) bzw. Propellers (2), mit Leitungen, Gestängen, usw. nicht über einen möglichen Propellermantel gehen möchte, man diese durch eine dann hohle Welle (121) des Elektromotors führen kann.

9. Flugzeugtriebwerk bzw. Flugzeug nach Patentanspruch 1, 2, 3, 4, 5 und/oder 6, dadurch gekennzeichnet, daß den Arbeitsbereich des/der Propeller (2) ein schützender Mantel (42) umgibt, wobei gemäß vorzugsweiser Ausführung

der Pilot (80) etwa im Flugzeugschwerpunkt (17) steht,

im Falle des Elektroantriebs, unter ihm (80) vorzugsweise eine dieses Triebwerk (2,3) versorgende und das Gleichgewicht weitgehend herstellen könnende Hochenergie-Batterie (6) plaziert sein kann,

diese dem Piloten wahlweise als direkter oder über darüber befindliche Standflächen (18) als höherer Stehplatz dienen kann,

die Standfläche auch eine Schuh- Bindung (182) aufweisen kann, die dem Piloten (80)immer festen Bodenkontakt gibt und so eine Steuerung per Gewichtsverlagerung für viele erleichtert,

im Falle von Blechen (43) hinter dem Propeller (22), der die Luft auch etwas in die Pro-

pellerdrehrichtung beschleunigt, diese (43) vorzugsweise so gebogen sind, daß sie bei hoher Geschwindigkeit kaum bremsen und beim Start einen Teil der Luftbewegung in die Propellerdrehrichtung, nach unten strömungsgünstig umleiten können,

bzw. im Falle des Anspruchs 3, hinter dem Flugzeugschwerpunkt (17) mindestens soviel Flügel- (41) bzw. Rumpftragfläche vorhanden ist, daß das Flugzeug relativ waagerecht fahren kann, aber nicht kopflastig ist, das heißt bei Triebwerks- bzw. Steuerungsausfall nach vorne unten kippen würde.

10. Senkrecht startendes und landendes Flugzeug und passender Landeplatz, bestehend aus Rumpf (1), Triebwerk (2,3), Landeplatz (90-99), auch als Podest bezeichnet, und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß

der Landeplatz ein Loch (91) aufweist,

das Flugzeug mit senkrechtem Rumpf (1) von so einem Landeplatz (90-99) starten, dann je nach zunehmender Geschwindigkeit bis etwa in die "Waagerechte" übergehen und wieder mit senkrechtem Rumpf (1) auf so einem Landeplatz landen kann, es mit dem unteren Rumpfteil im Stand in das Loch (91) dieses Landeplatzes paßt,

das Podest vorzugsweise an das Strom- bzw. Telephonnetz angeschlossen sein kann, und am Podest auch ein Funkgerät (99) angebracht sein kann, das Telephondaten mit passendem Gerät (192) des Flugzeugs austauscht,

im besonderen Fall, daß das Flugzeug zum Aufsitzen am Landeplatz Seitenflossen (51), Flügel (41) oder entsprechend wirkende Teile hat,

das Podest (90-99) eine ringförmige Auflage (921) um sein Loch (91) herum haben und das Flugzeug im Stand mit den Seitenflossen (51), Flügeln (41) oder entsprechend wirkenden Teilen auf dieser Auflage (921) aufsitzen kann, wobei vorzugsweise, im Stand etwa an der Auflage (921) auch die Batterie (6) und/oder der Pilot (80) stehen können.

11. Senkrecht startendes und landendes Flugzeug und passender Landeplatz, bestehend aus Rumpf (1), Triebwerk (2,3), Landeplatz (90-99) und sonstigen Teilen, dadurch gekennzeichnet, daß

Landeplatz und/oder Flugzeug Schrägen (93) aufweisen, welche den Rumpf (1) bzw. Flügel (41) oder sonstige Teile des Flugzeugs bei der Landung fangen bzw. in die gewünschte Position rutschen lassen.

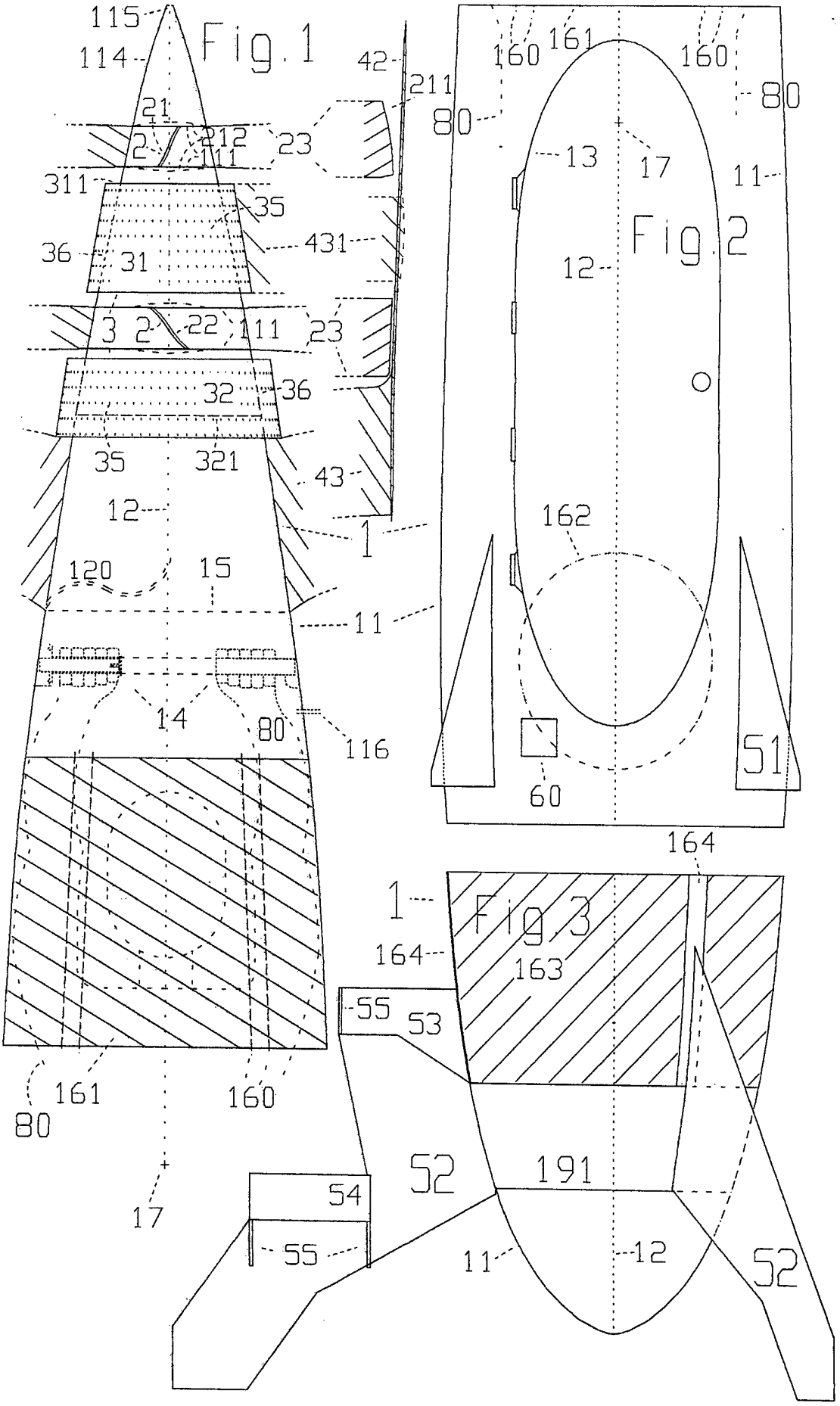

Fig.1
115
114
21
212
111
23
311
35
431
36
31
22
32
42
211
43
12
1
120
15
11
14
80
116
161
160
17
Fig.2
160
161
160
80
80
13
17
11
12
162
51
60
Fig.3
164
1
164
163
55
53
52
191
54
55
11
12
52

Fig. 4

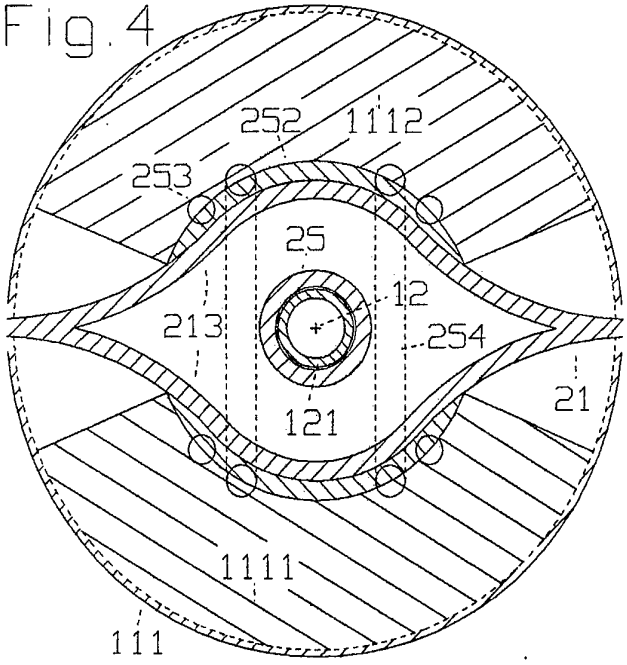


Fig. 5a

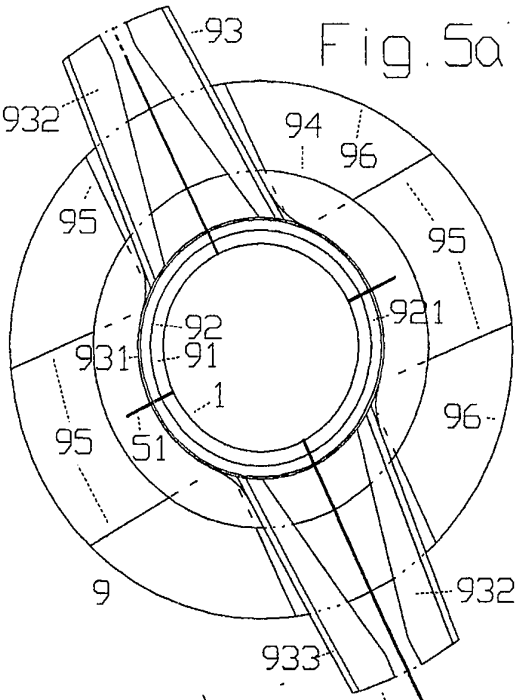


Fig. 5b

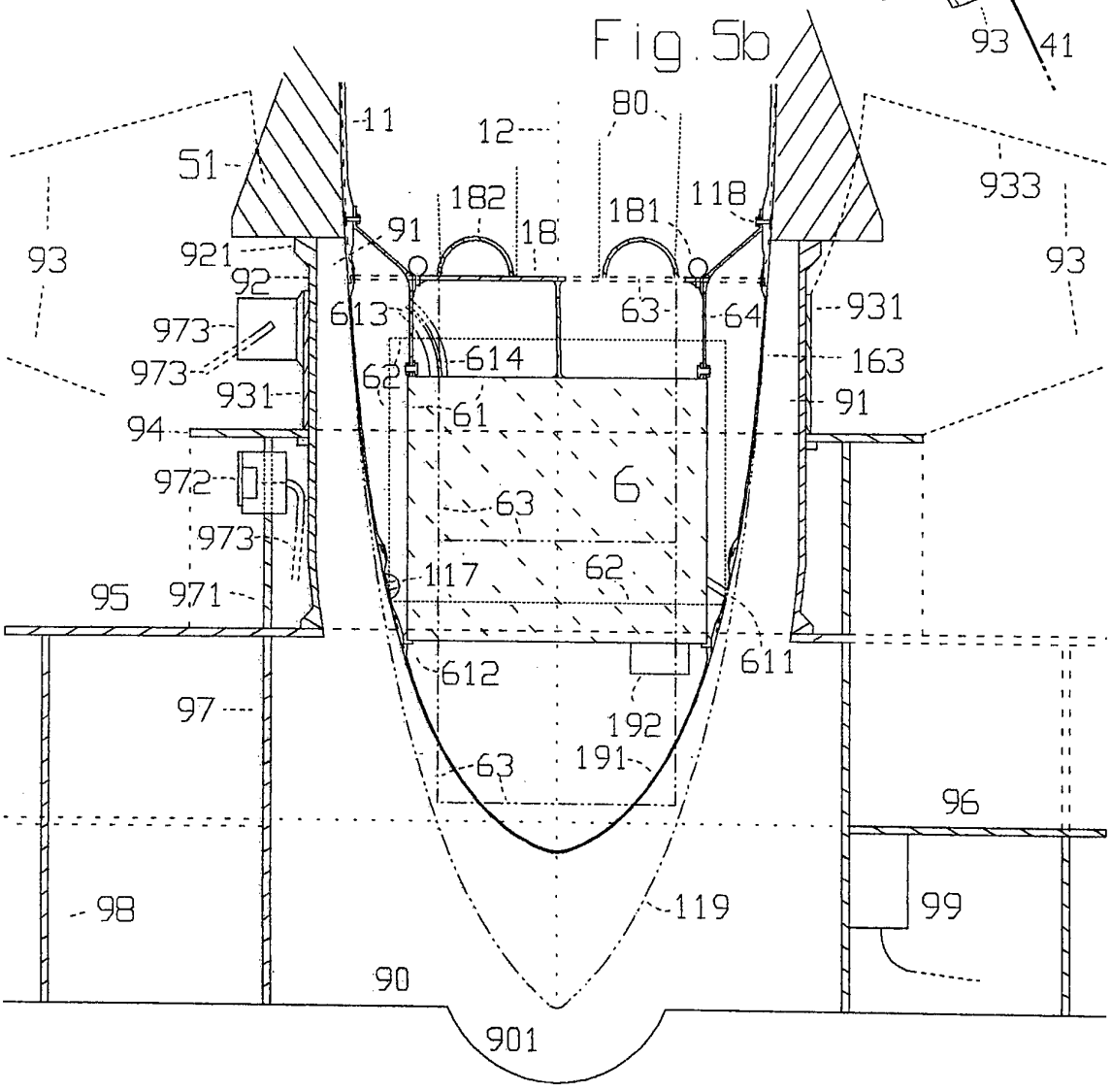


Fig. 6

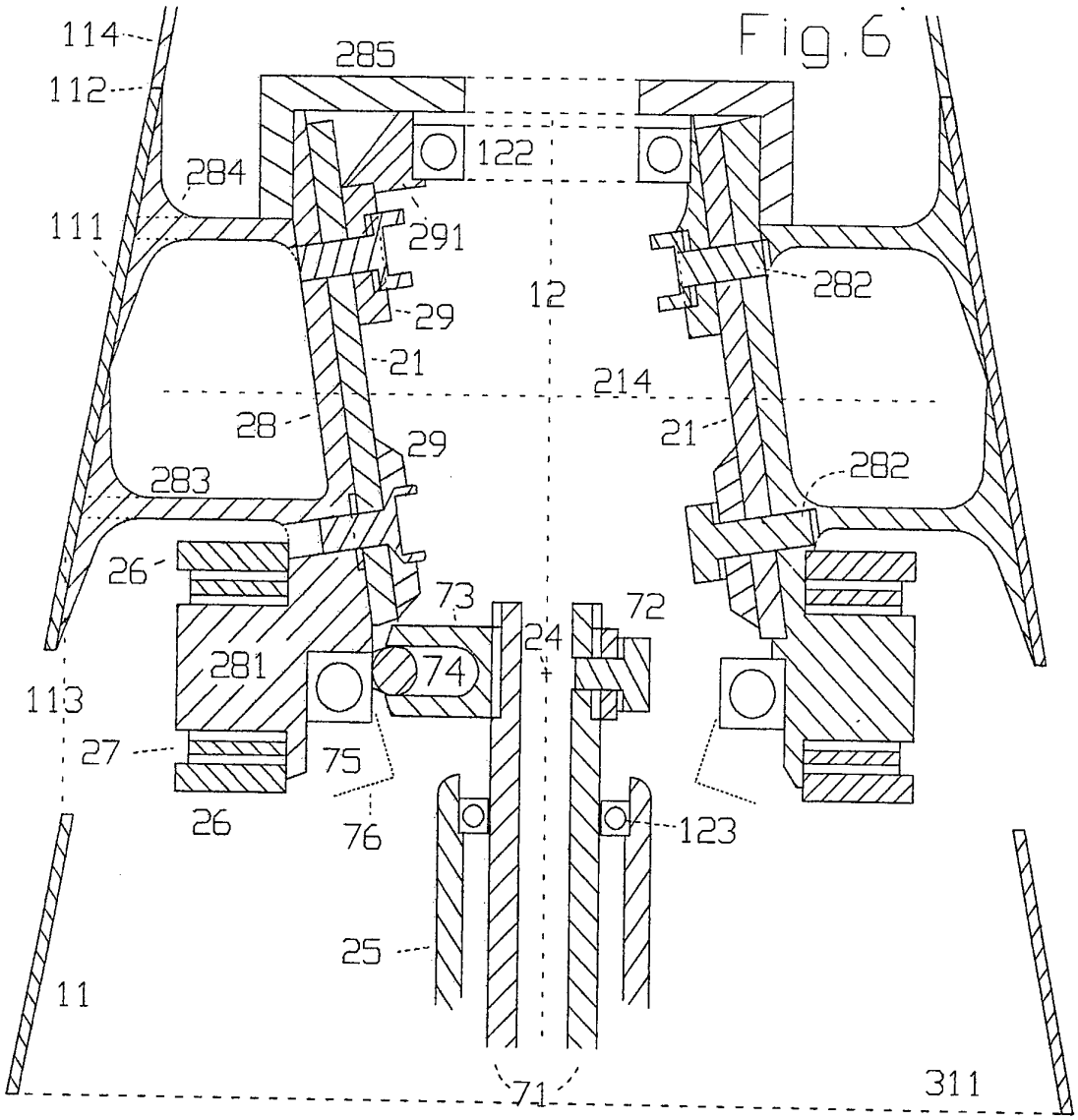

114
112
285
122
284
111
291
282
12
29
21
214
28
29
21
283
282
26
73
72
24
281
74
113
27
75
26
76
123
25
11
71
311

Fig. 7

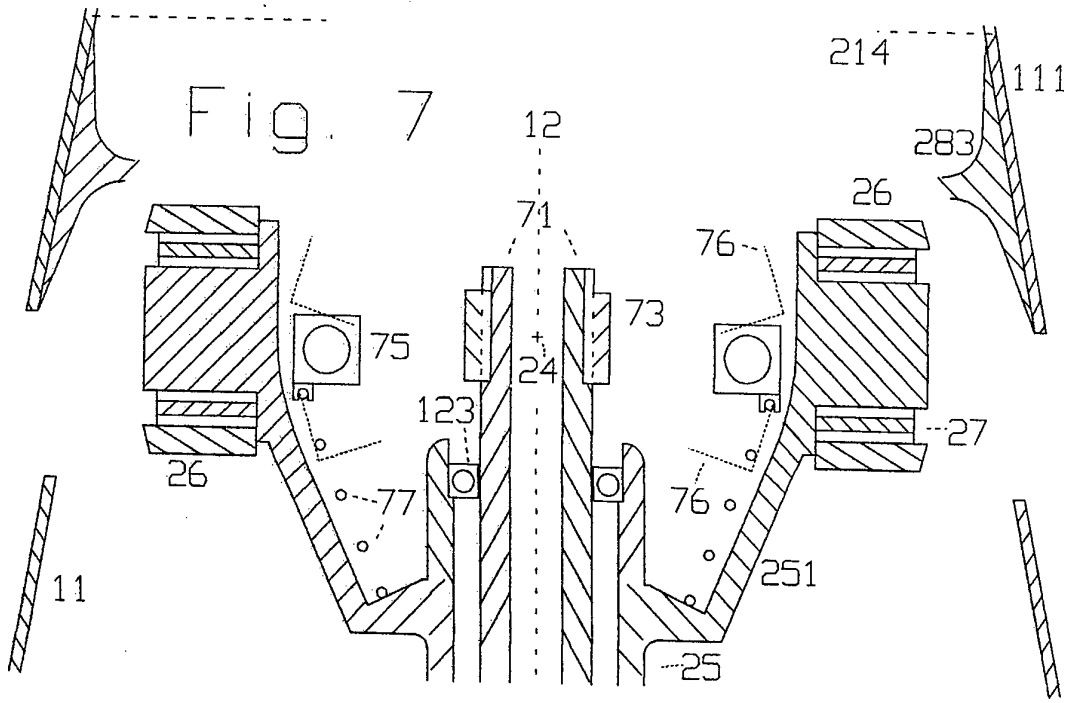

214
111
12
283
71
26
76
73
75
24
123
27
26
77
76
11
251
25

Fig.8

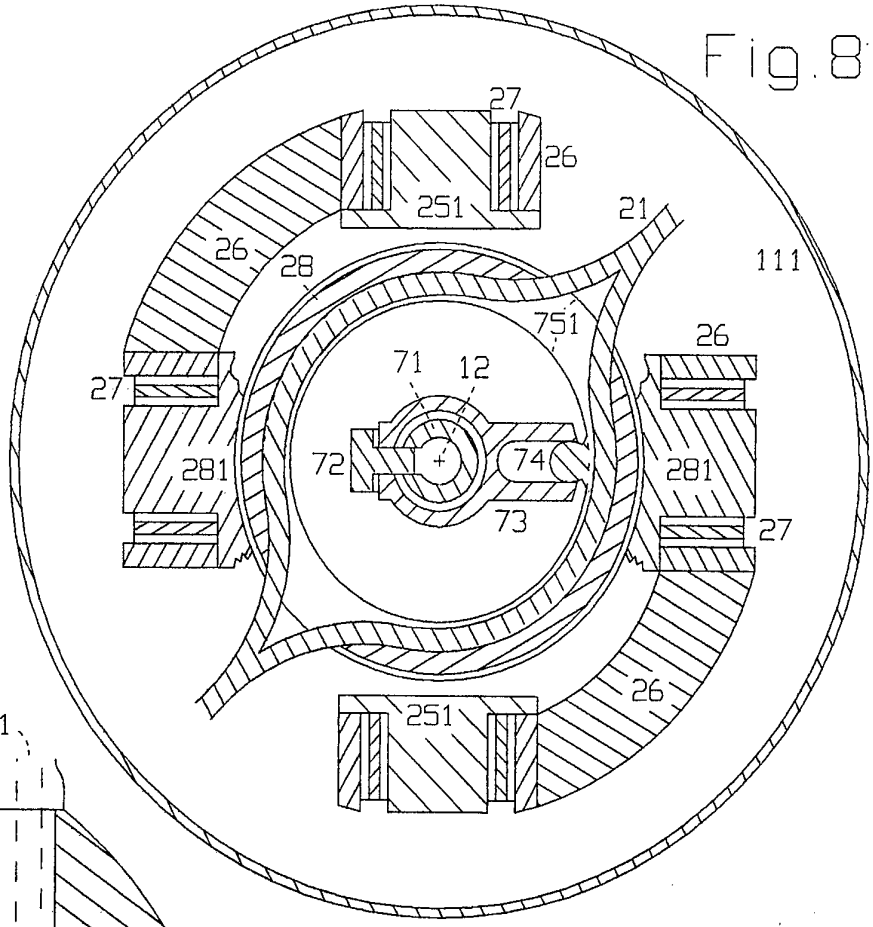


Fig.9

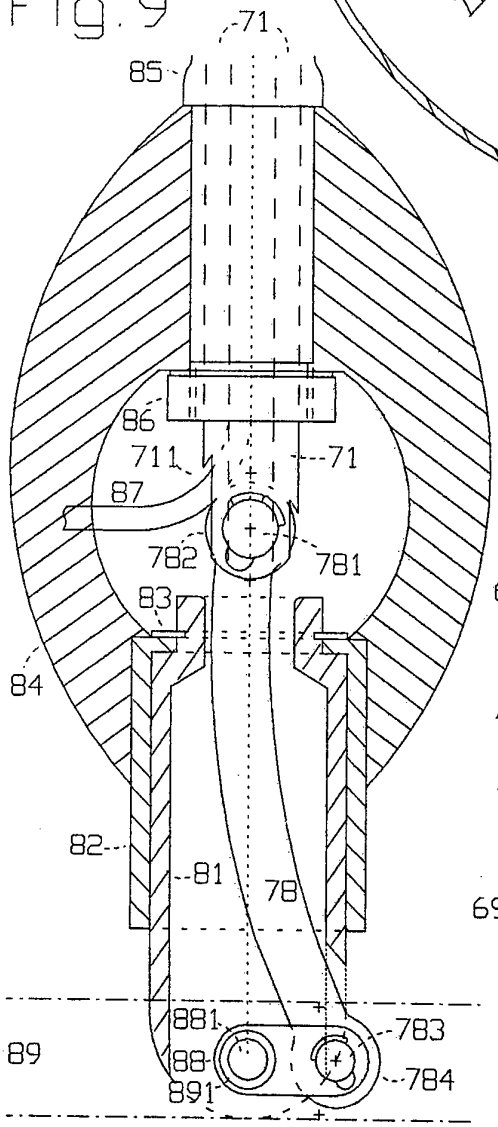


Fig.10

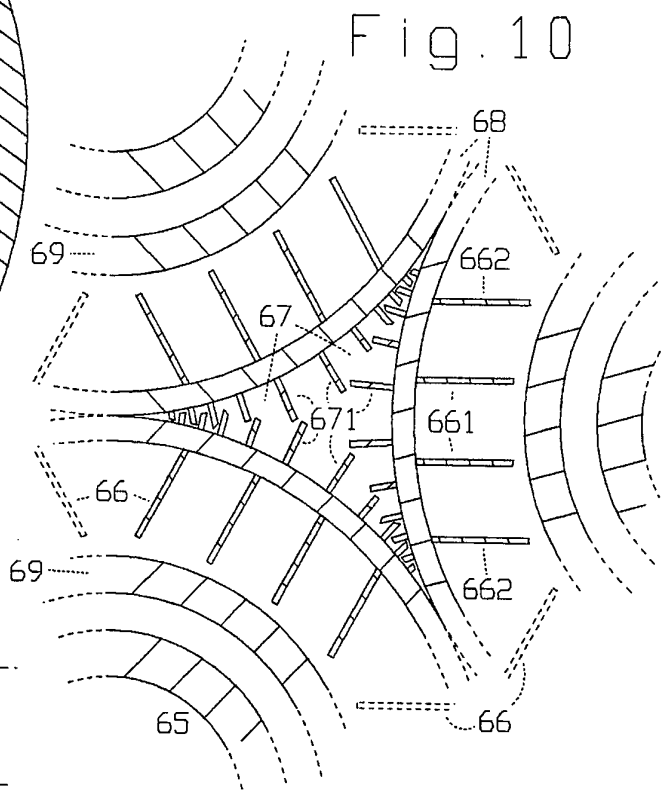


Fig. 11

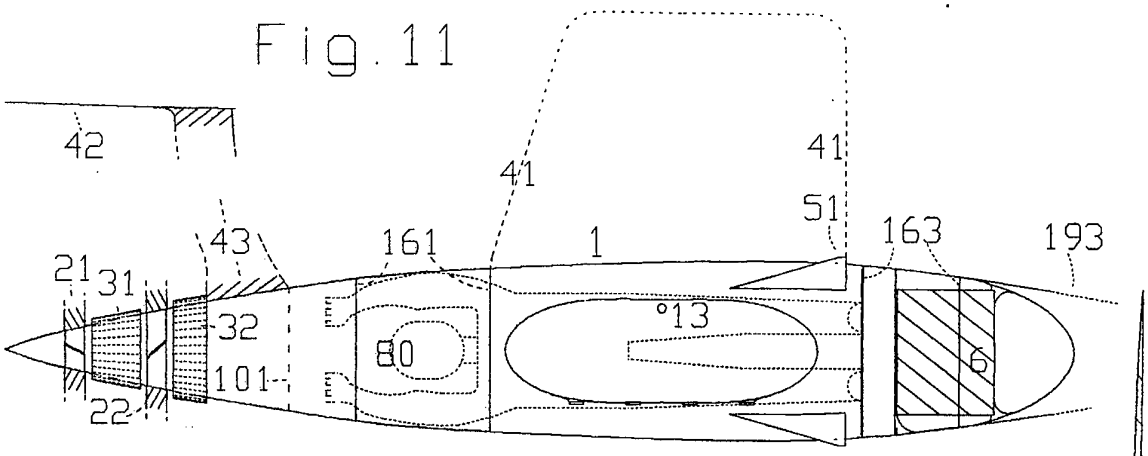


Fig. 12a

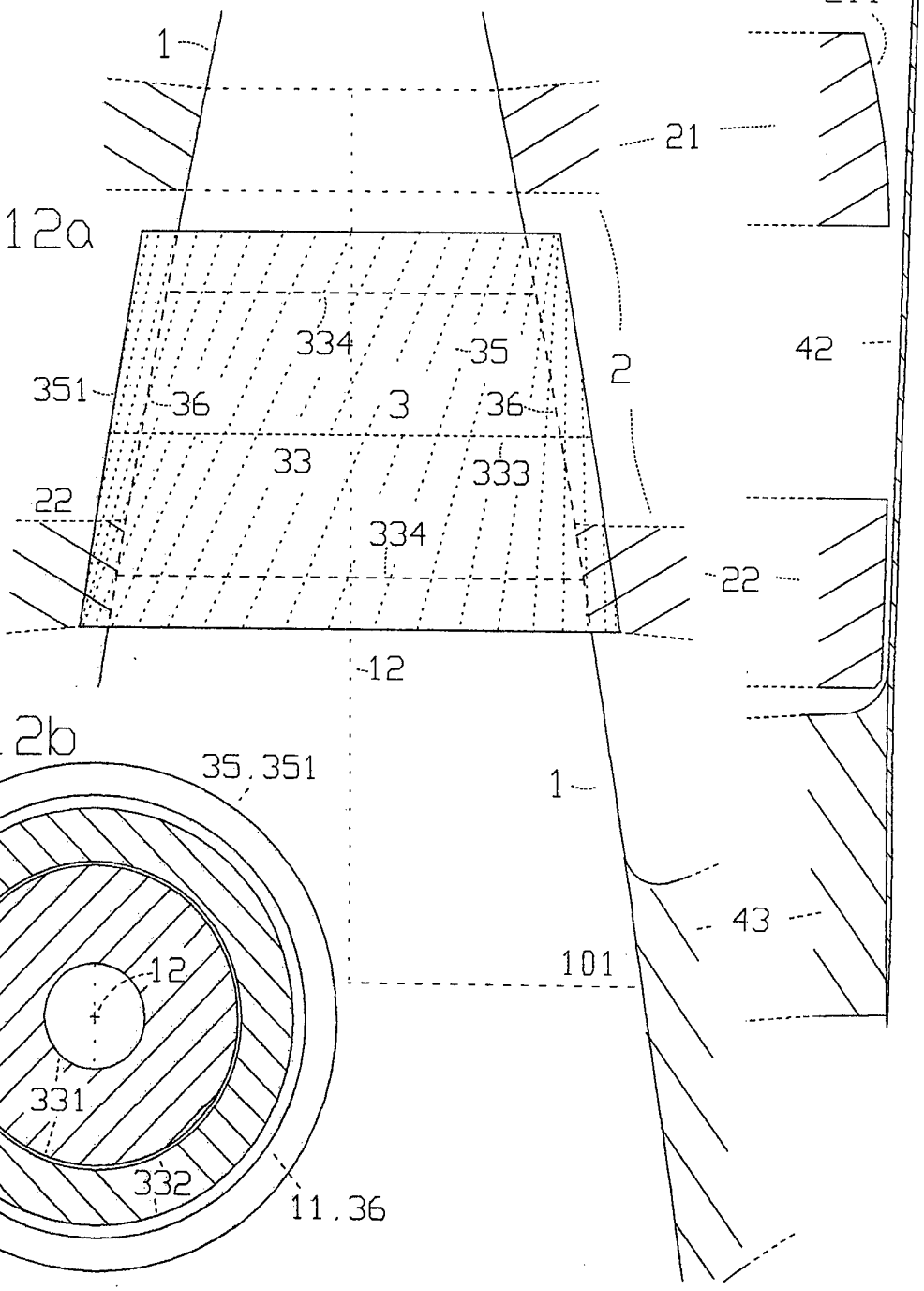
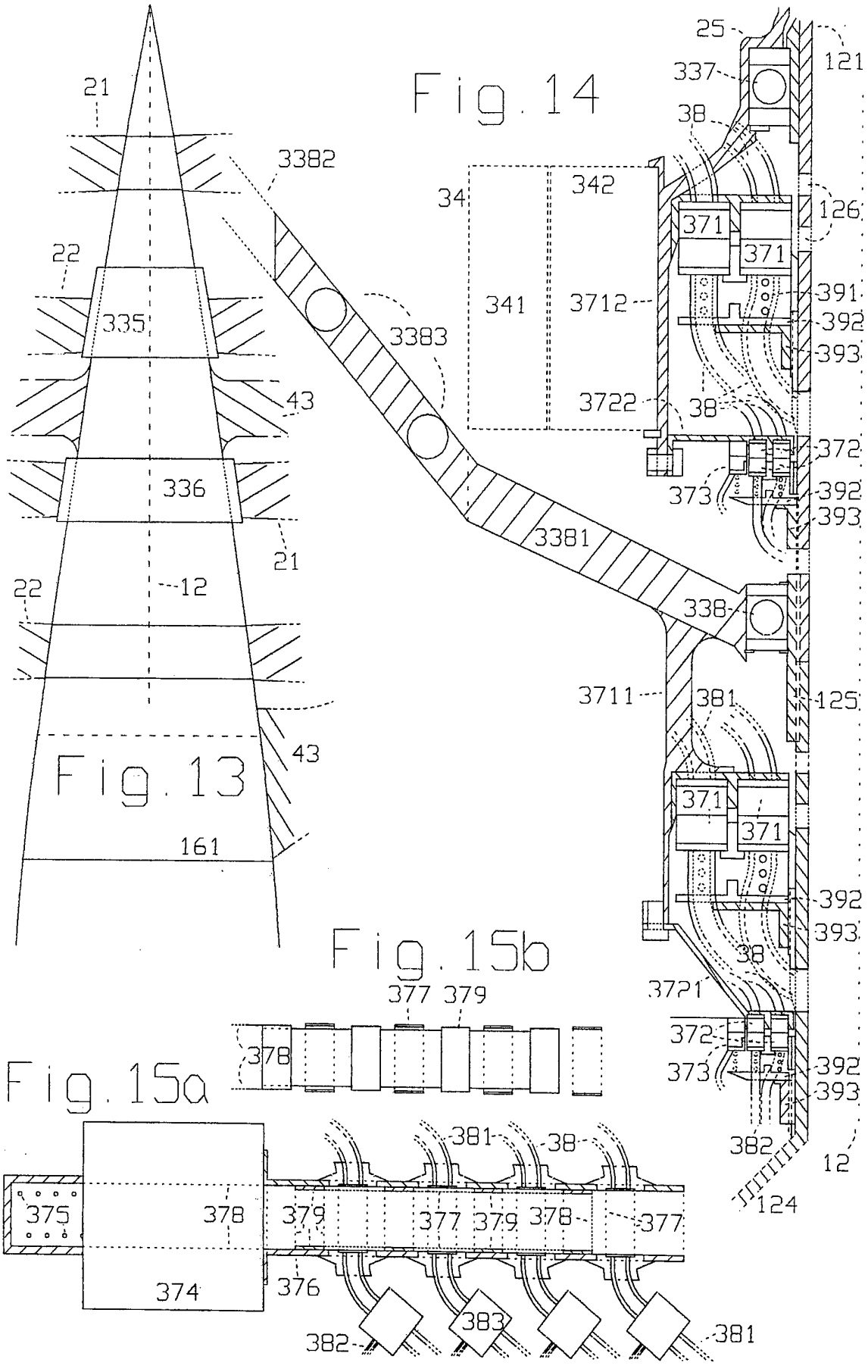


Fig. 12b


Fig. 14
Fig. 13
Fig. 15b
Fig. 15a
21
22
335
43
336
12
161
3382
3383
3381
34
342
341
3712
3722
3711
25
121
337
38
126
371
391
392
393
372
373
338
381
125
382
124