

(19)



(11)

**EP 2 883 792 A1**

(12)

**EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG**

(43) Veröffentlichungstag:  
**17.06.2015 Patentblatt 2015/25**

(51) Int Cl.:  
**B64C 39/08 (2006.01)**

(21) Anmeldenummer: **14004141.9**

(22) Anmeldetag: **09.12.2014**

(84) Benannte Vertragsstaaten:  
**AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB  
 GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC MK MT NL NO  
 PL PT RO RS SE SI SK SM TR**  
 Benannte Erstreckungsstaaten:  
**BA ME**

(72) Erfinder:  
 • **Stückl, Stefan**  
**80798 München (DE)**  
 • **van Toor, Jan**  
**81739 München (DE)**

(30) Priorität: **11.12.2013 DE 102013020601**

(74) Vertreter: **Schäfer, Matthias W.**  
**Patentanwalt**  
**Schwannseestrasse 43**  
**81549 München (DE)**

(71) Anmelder: **Airbus Defence and Space GmbH**  
**85521 Ottobrunn (DE)**

(54) **Flugzeugkonfiguration**

(57) Ein Flugzeug (1), insbesondere Passagier- oder Frachtflugzeug, mit einem Rumpf (2), weist eine Tandemflügelanordnung auf und sieht zumindest zwei auf der Oberseite der hinteren Tragfläche (4) angeordnete Flugantriebe (5, 6) vor. Hierdurch werden die Nachteile der bekannten Lösungen des Standes der Technik vermieden und eine verbesserte Flugzeugkonfiguration mit

verbesserter Aerodynamik, nämlich deutlich reduziertem induzierten Widerstand, zur Verfügung gestellt. Außerdem wird durch die Erfindung ein Ressourcen schonendes und umweltfreundliches Flugzeugkonzept geschaffen, was die Akzeptanz derartiger Flugzeuge bei der Bevölkerung steigert.

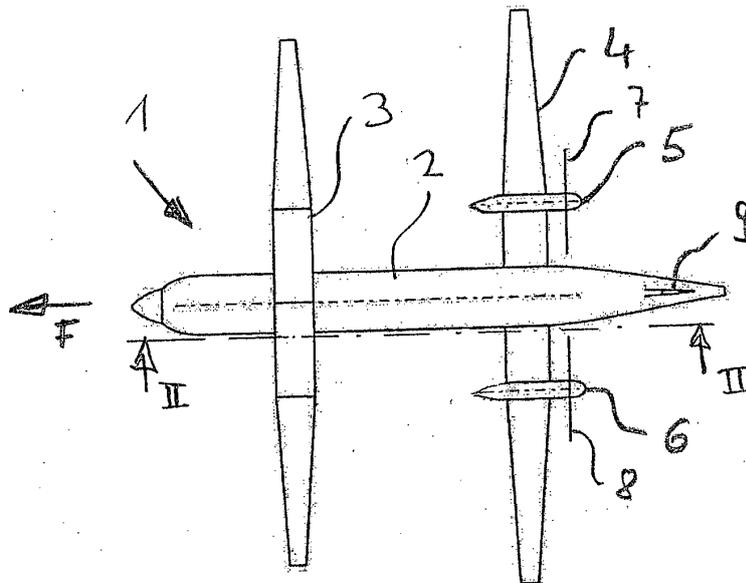


Fig. 1

**EP 2 883 792 A1**

## Beschreibung

**[0001]** Die Erfindung betrifft ein Flugzeug, insbesondere ein Passagier- oder Frachtflugzeug, mit einem einzelnen Rumpf mit Passagier- und/oder Frachtkabine.

**[0002]** Für derartige Flugzeuge sind aus dem Stand der Technik verschiedenste Flugzeugkonfigurationen bekannt. Dabei ist für heutige Passagierflugzeuge die Drachenkonfiguration, d.h. ein Rumpf mit einem Hauptflügel und einem kleinen Höhenleitwerk am Heck, die verbreitetste Variante. Hier wird durch die Fläche des Hauptflügels bzw. der Tragfläche der Auftrieb für das gesamte Flugzeug erzeugt, das Höhenleitwerk dient lediglich zur Stabilisierung, d.h. es erzeugt in der Regel einen Abtrieb. Der Neutralpunkt des Flugzeugs liegt dabei hinter dem Flugzeugschwerpunkt, wodurch eine flugmechanisch stabile Fluglage gewährleistet wird.

**[0003]** Auch ist bekannt, dass die aerodynamische Güte eines Luftfahrzeugs wesentlichen Einfluss auf dessen Treibstoffverbrauch und dessen Reichweite hat. Dabei spielt der induzierte Widerstand eine wichtige Rolle für die Aerodynamik. Die wichtigsten Einflussfaktoren auf den induzierten Widerstand ( $C_{d,i}$ ) eines Flugzeugs sind im Wesentlichen die Auftriebsverteilung am Flügel ( $e$ ) und dessen Streckung ( $AR$ ), wie aus der allgemein bekannten quadratischen Näherung ersichtlich wird (Gl. 1):

$$C_{d,i} = \frac{1}{\pi A Re} C_l^2$$

**[0004]** Eine elliptische Auftriebsverteilung stellt dabei das theoretische Optimum dar, das mit gewissen Einschränkungen bei heutigen Flugzeugen auch annähernd erreicht wird ( $e \approx 0.8$ ). Der Streckung des Flügels sind hingegen durch strukturelle Aspekte, insbesondere das auftretende Biegemoment an der Flügelwurzel, und Spannweitenlimitierungen, insbesondere durch Vorgaben der Flughafenbetreiber, natürliche Grenzen gesetzt. Die dimensionslose Flügelstreckung ( $AR$ ) liegt daher typischerweise etwa bei 8 - 12.

**[0005]** Der Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde, die Nachteile der bekannten Lösungen des Standes der Technik zu vermeiden und eine verbesserte Flugzeugkonfiguration mit verbesserter Aerodynamik, nämlich deutlich reduziertem induzierten Widerstand zur Verfügung zu stellen. Außerdem soll durch die Erfindung ein Ressourcen schonendes und umweltfreundliches Flugzeugkonzept geschaffen werden, was die Akzeptanz derartiger Flugzeuge bei der Bevölkerung steigert.

**[0006]** Diese Aufgabe wird erfindungsgemäß durch ein Flugzeug mit den Merkmalen des Patentanspruchs 1 gelöst. Vorteilhafte Ausgestaltungen und Weiterbildungen der Erfindung sind in den abhängigen Ansprüchen angegeben.

**[0007]** Bei dem erfindungsgemäßen Flugzeug ist eine

Tandem-Flügel-Konfiguration vorgesehen, bei der die benötigte Flügelfläche auf zwei separate Flügel verteilt wird. Stellen strukturelle Aspekte keine Limitierung dar, kann bei gleicher Spannweite die Streckung der einzelnen Flügel dadurch gegenüber einer konventionellen Drachenkonfiguration verdoppelt werden, was nach Gleichung 1 eine Halbierung des induzierten Widerstands nach sich zieht. Außerdem erfolgt die Antriebsintegration am hinteren Flügel, was weitere Vorteile mit sich bringt.

**[0008]** Zwar sind aus dem Stand der Technik auch Tandemflügel-Projekte bekannt, die im Bereich der kommerziellen Luftfahrt mit Doppelrumpfkonfigurationen einhergehen, wie dies beispielsweise aus der US 4,165,058 bzw. aus der US 2010/0044521 A1 hervorgeht. Diese unterscheiden sich jedoch in vielfacher Hinsicht von der vorliegenden Erfindung.

**[0009]** Bei der US 4,165,058 sind zwei Rechteckflügel hintereinander derart angeordnet, dass der vordere Flügel an der Rumpfunterseite, quasi in der Art eines Tiefdeckers, und der hintere Flügel auf den an der Rumpfoberseite angeordneten Seitenrudern, quasi in der Art eines Hochdeckers, befestigt sind. Die Spannweite der beiden Rechteckflügel ist dabei gleich groß. Die Flugantriebe sitzen dabei hinter dem vorderen Flügel, entweder an der dem jeweilig anderen Rumpf zugewandten Seite der Rumpfröhre oder aber am Heck im Seitenleitwerk oder unter der hinteren Tragfläche.

**[0010]** Bei der US 2010/0044521 A1 sind zwei unabhängige Rumpfröhren über vorwärts gefeilte Tandemflügel verbunden. Dabei weist der an der Rumpfunterseite angebrachte vordere Flügel eine größere Spannweite als der an der Rumpfoberseite angebrachte hintere Flügel auf. Der Antrieb soll dabei durch am hinteren Flügel zwischen den beiden Rümpfen angebrachten Flugantrieben erfolgen.

**[0011]** Allerdings ist bei diesen Doppelrumpf-Konfigurationen die erschwerte Bedienbarkeit im Flug und am Boden nachteilig. So haben die Piloten nur eingeschränkte Sicht und können das Flugzeug auch auf dem Rollfeld nur schwer manövrieren. Außerdem sind heutige Flughafenterminals nicht für das Be- und Entladen von Doppelrumpfflugzeugen geeignet.

**[0012]** Ein erfindungsgemäßes Flugzeug, insbesondere Passagier- oder Frachtflugzeug, mit einem Rumpf, weist eine Tandemflügelanordnung auf und zumindest zwei auf der Oberseite der hinteren Tragfläche angeordnete Flugantriebe. Durch diese Konfiguration kann eine Halbierung des induzierten Widerstands und eine Verringerung des Biegemoments an der Flügelwurzel erfolgen, wodurch der strukturellen Limitierung der der Flügelstreckung entgegengewirkt wird. Ein weiterer positiver Effekt der erfindungsgemäßen Konfiguration ist, dass beide Flügel die Funktion eines Höhenleitwerks übernehmen. Dadurch kann der Widerstand und das Gewicht des Höhenleitwerks eingespart werden und der dort üblicherweise erzeugte Abtrieb vermieden werden. An den Tragflächen wird die laminare Anströmung nicht von Pro-

pellern oder einem Triebwerksstrahl gestört, so dass durch entsprechende Profilierung oder andere technische Mittel eine laminare Strömung mit geringem Reibungswiderstand realisiert werden kann.

**[0013]** Eine vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass die beiden Tragflächen der Tandemflügelanordnung in Hochachsenrichtung vertikal beabstandet sind. Hierdurch wird die Anströmung der in Flugrichtung hinteren Tragfläche verbessert.

**[0014]** Eine weitere vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass die vordere Tragfläche an der Rumpfoberseite befestigt ist, während die hintere Tragfläche an der Rumpfunterseite befestigt ist. Hierdurch erfährt der hintere Flügel eine optimale Anströmung, da die abströmende Luft der vorderen Tragfläche leicht abwärtsgerichtet von der Flügelhinterkante abströmt.

**[0015]** Noch eine vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass beide Tragflächen eine Streckung (AR) im Bereich von  $12 \leq AR \leq 25$  aufweisen, insbesondere  $16 \leq AR \leq 24$ . Technisch sind zwar noch größere Streckungen realisierbar, allerdings ist die Spannweite durch die Vorgaben der Flughafenbetreiber limitiert. Auch eine deutliche Verringerung des Abfluggewichts kann eine höhere Flügelstreckung bei gleicher Spannweite ermöglichen, da in diesem Falle die benötigte Auftriebsfläche und dadurch die Flügeltiefe geringer wird.

**[0016]** Außerdem sieht eine weitere vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung vor, dass beide Tragflächen als Mehrfachtrapezflügel ausgebildet sind. Dabei kann die Tragfläche vorteilhaft als gerader Flügel ohne V-Form oder Knick ausgebildet sein.

**[0017]** Eine vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass die hintere Tragfläche eine größere Spannweite als die vordere Tragfläche aufweist. Hierdurch lassen sich die Flugantriebe leichter auf der hinteren Tragfläche integrieren.

**[0018]** Eine vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass die Auftriebsverteilung zwischen dem Auftrieb der vorderen Tragfläche und dem Auftrieb der hinteren Tragfläche etwa 45:55, vorzugsweise 50:50 beträgt.

**[0019]** Eine vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass die zumindest zwei Flugantriebe auf Pylonen auf der Tragflächenoberseite der in Flugrichtung hinteren Tragfläche angeordnet sind. Als Antriebseinheiten können dabei konventionelle Verbrennungsantriebe mit Kraftstoff und Propelleranlage oder Hybridantriebe mit zusätzlichem elektrischen Antrieb, Generator und Batterie oder ein rein elektrischer Antrieb vorgesehen sein. Eine derartige Antriebsanordnung auf der Oberseite der Tragfläche reduziert die Lärmabstrahlung nach unten, was die Umweltverträglichkeit der erfindungsgemäßen Flugzeugkonfiguration deutlich erhöht. Dabei können die Pylonen im Querschnitt die Form eines symmetrischen Strömungsprofils aufweisen und dadurch zusätzliche Stabilisierungsflächen bilden.

**[0020]** Noch eine vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass am Heck des Flugzeugrumpfes ein

weiterer Flugantrieb vorgesehen ist. Eine weitere Propelleranlage kann optional am Rumpfheck installiert sein, um den Effekt der Grenzschichtbeschleunigung auch durch Beschleunigung der Rumpf-Grenzschicht zu erzielen. Dabei kann hier aufgrund seines geringen Platzbedarfs vorteilhafterweise ein Elektroantrieb zum Einsatz kommen, der sich in den Heckkonus der Rumpfkontur einfach integrieren lässt.

**[0021]** Außerdem sieht eine vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung vor, dass als Flugantrieb ein Propellerantrieb vorgesehen ist, der beispielsweise Schubpropeller aufweisen kann. Die Propeller können vorteilhafterweise als Schubpropeller, d.h. so genannte Pusher-Propeller am Ende des Antriebsstrangs angebracht sein. Dadurch besteht die Möglichkeit die Antriebseffizienz durch Grenzschicht-Beschleunigung an den Tragflächen zu erhöhen.

**[0022]** Eine andere vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass sich zwischen den beiden Tragflächen erstreckende Gehäuseöhren vorgesehen sind. Beide Flügel bzw. Tragflächen können dabei mit zwei im Wesentlichen zylindrischen parallel zum Rumpf und zur Flugzeuglängsachse angeordneten Gehäuseöhren verbunden sein, in denen sich konventionelle, hybrid-elektrische oder voll-elektrische Antriebseinheiten befinden. Hierdurch wird das Biegemoment an der Flügelwurzel verringert, wodurch die Flügeltragstruktur leichter ausgebildet werden kann. Dabei können die Gehäuseöhren an der Unterseite der vorderen Tragfläche und über die Pylonen mit der hinteren Tragfläche verbunden sein. Die Gehäuseöhren können dabei vorteilhafterweise so gestaltet sein, dass aufgrund ihrer guten Zugänglichkeit am Boden beispielsweise Batterien von unten schnell und einfach mit einem Hebemechanismus entfernt und ausgetauscht werden können. Dabei können die Gehäuseöhren auch dadurch gebildet werden, dass bereits zylinderröhrenförmige Batterie- oder Akkuelemente an einer Tragstruktur, beispielsweise einem Tragprofil, das sich zwischen dem vorderen Flügel und dem hinteren Flügel erstreckt, arretiert werden. So kann die Gehäuseöhre aus vielen derartigen Akkuelementen gebildet werden, die sich hintereinander an dem Tragprofil aufreihen. Ferner bietet die Anordnung des Kraftstoffs bzw. der Batterien außerhalb des Rumpfes mit Passagierkabine zusätzliche Sicherheit für die Passagiere im Falle eines Brandes oder einer Notlandung.

**[0023]** Noch eine weitere vorteilhafte Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass das Flugzeug flugmechanisch instabil ausgelegt ist. Dies wird durch eine rechnerisch instabile Neutralpunktlage erreicht, um ein störendes Abtriebsmoment wie bei konventionellen Flugzeugen das Höhenruder, zu vermeiden und eine näherungsweise gleichmäßige Flächen- und Auftriebsverteilung zwischen beiden Flügeln zu erreichen. Eine automatische Flugregelungseinrichtung ist hierbei, beispielsweise in Form einer Regelungssoftware zum Ansteuern entsprechender Aktuatoren, vorgesehen, um das Flugzeug mit einer künstlichen Stabilität zu versehen. Dabei dienen

die Aktuatoren zum Betätigen von Steuerflächen wie Klappen und Rudern. Derartige Flugzeugregelungen für flugmechanisch instabile Konfigurationen sind bereits aus der militärischen Luftfahrt bekannt. Schließlich kann das Flugzeug vorteilhafterweise als bemanntes Passagier- oder Frachtflugzeug ausgebildet sein. Weitere die Erfindung verbessernde Maßnahmen werden nachstehend gemeinsam mit der Beschreibung eines bevorzugten Ausführungsbeispiels der Erfindung anhand der Figuren näher dargestellt. Es zeigen:

Figur 1 eine schematische Draufsicht auf eine erste erfindungsgemäße Ausführungsform einer Flugzeugkonfiguration;

Figur 2 eine Schnittansicht entlang der Schnittlinie II - II aus Figur 1;

Figur 3 eine schematische Draufsicht auf eine zweite erfindungsgemäße Ausführungsform einer Flugzeugkonfiguration;

Figur 4 eine isometrische Ansicht der Flugzeugkonfiguration aus Figur 3;

Figur 5 eine Draufsicht auf eine dritte erfindungsgemäße Ausführungsform einer Flugzeugkonfiguration.

**[0024]** Bei den abgebildeten Figuren sind gleiche oder ähnliche Bauteile mit gleichen Bezugszeichen gekennzeichnet. Richtungsangaben beziehen sich soweit nicht anders angegeben auf die Achsen des Flugzeugs, nämlich Längsachse L, Querachse Q und Hochachse H.

**[0025]** Figur 1 und 2 zeigen eine erste erfindungsgemäße Ausführungsform einer Konfiguration eines Flugzeugs 1 mit einem länglichen röhrenförmigen Rumpf 2, mit einer vorderen Tragfläche 3 und einer hinteren Tragfläche 4. Ferner sind auf der hinteren Tragfläche 4 zwei Flugantriebe 5, 6 jeweils links und rechts vom Rumpf 2 angebracht. Die Flugantriebe sind mit Schubpropellern 7,8 versehen. Ferner ist am Heck des Flugzeugs 1 ein Seitenleitwerk 9 und eine Finne 10 angeordnet.

**[0026]** Die vordere Tragfläche 3 weist dabei eine kleinere Spannweite auf als die hintere Tragfläche 4. Die Streckung der vorderen Tragfläche 3 beträgt im vorliegenden

**[0027]** Ausführungsbeispiel 16, während die Streckung der hinteren Tragfläche 18 beträgt. Das Auftriebsverhältnis von vorderer zu hinterer Tragfläche 4 beträgt etwa 45:55. Durch die hohe Streckung ist die Flügeltiefe im Vergleich zu konventionellen Verkehrsflugzeugen gering. Die Flügelstruktur kann leichter ausgelegt werden.

**[0028]** Ferner kann ein ungepfeilter Mehrfachtrapezflügel verwendet werden, wie in den beigefügten Figuren beispielhaft gezeigt. Dabei kann jede einzelne Tragfläche 3, 4 nicht gezeigte Steuerelemente, wie Höhenruder, Querruder und Landeklappen aufweisen. Die Flügel

selbst können aus faserverstärktem Kunststoff, insbesondere aus Kohlefasern hergestellt sein. Durch die Verwendung von derartigen Materialien können laminare Profile verwendet werden.

**[0029]** Die in Flugrichtung F vordere Tragfläche 3 und die hintere Tragfläche 4 sind in der vorliegenden Ausführungsform vertikal, d.h. in Hochachsenrichtung, beabstandet. Dabei ist die vordere Tragfläche 3 am oberen Teil des Rumpfes 2, quasi in Form eines Hochdeckers angeordnet. Die hintere Tragfläche 4 ist in Form eines Tiefdeckers am unteren Teil des Rumpfes 2 angeordnet. Das Verhältnis der vertikalen Beabstandung h der Tragflächen zu der Beabstandung der Tragflächen 3, 4 in Längsachsenrichtung kann dabei ein Verhältnis von etwa 1:5 aufweisen.

**[0030]** Die Flugantriebe 5, 6 können im vorliegenden ersten Ausführungsbeispiel als konventionelle mit Kerosin betriebene Turboprop-Antriebe ausgebildet sein. Es sind aber auch Brennstoffzellenantriebe, Hybridantriebe und reine Elektroantriebe verwendbar. Da der Geschwindigkeitsbereich für diese Flugzeugkonfiguration bei < Mach 0,6 liegt, kann der spezifische Schub, wie bei Turboprop-Antrieben üblich, in einem niedrigen Bereich gehalten werden. Ferner kann durch die geringe Flügeltiefe und den gewählten Geschwindigkeitsbereich ein laminar umströmtes Flügelprofil verwendet werden.

**[0031]** Da bei der erfindungsgemäßen Flugzeugkonfiguration der Neutralpunkt vor dem Flugzeugschwerpunkt liegt, ist das Flugzeug instabil. Um das Flugzeug in einer stabilen Fluglage zu halten, ist eine elektronische Flugregelung vorgesehen.

**[0032]** Eine zweite vorteilhafte Ausführungsform ist in Figuren 3 und 4 gezeigt. Die zweite Ausführungsform unterscheidet sich von der ersten Ausführungsform lediglich darin, dass hier im Wesentlichen zylindrische Gehäuse 13, 14 links und rechts vom Flugzeugrumpf angeordnet sind, und zwei elektrische Flugantriebe 5, 6 zur Anwendung kommen. Im Übrigen wird auf die Ausführungen zur ersten Ausführungsform Bezug genommen. Die Gehäuse 13, 14 erstrecken sich, wie insbesondere aus der Figur 4 hervorgeht, zwischen der vorderen Tragfläche 3 und der hinteren Tragfläche 4. Dabei sind die Gehäuse 13, 14 an der vorderen Tragfläche 3 an deren Unterseite befestigt. An der hinteren Tragfläche 4 geht das Gehäuse 13, 14 in die Verkleidung des Flugantriebs 5, 6 über und ist wie diese über Pylonen 11, 12 auf der Oberseite der hinteren Tragfläche 4 mit dieser verbunden. Allerdings kann das Gehäuse auch unterhalb oberhalb oder seitlich von der Verkleidung des Flugantriebs 5, 6 angeordnet sein.

**[0033]** Die Gehäuse 13, 14 weisen dabei eine ausreichende Festigkeit und Steifigkeit auf, um Schwingungen und Flattern zu vermeiden. Andererseits können im Gehäuse 13, 14 untergebrachte Akkumulatoren einfach am Boden mittels von unten zugänglichen und austauschbaren Akkubehälter dem Gehäuse entnommen und wieder zugeführt werden.

**[0034]** Schließlich zeigt Figur 5 eine dritte vorteilhafte

Ausführungsform, die sich von der oben beschriebenen zweiten Ausführungsform dadurch unterscheidet, dass ein dritter Flugantrieb 15 mit einem Propeller 16 am Heck des Rumpfes 2 angeordnet ist. Dabei ist der Antrieb so angeordnet, dass die Propellerwelle am Heckkonus austritt. Durch die Anströmung des ebenfalls mit einem Schubpropeller 16 ausgestatteten zentral im Rumpfheck angeordneten Flugantriebs 15, kann eine Grenzschichtbeschleunigung im Heckbereich des Rumpfes 2 erreicht werden. Dies trägt zusätzlich zur Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften und zur Antriebseffizienz der vorgeschlagenen Flugzeugkonfiguration bei. Im Übrigen wird auf die oben stehenden Ausführungen zur ersten und zweiten Ausführungsform Bezug genommen.

**[0035]** Die Erfindung beschränkt sich in ihrer Ausführung nicht auf die vorstehend angegebenen bevorzugten Ausführungsbeispiele. Vielmehr ist eine Anzahl von Varianten denkbar, welche von der in den Patentansprüchen beanspruchten Lösung auch bei anders gearteten Ausführungen Gebrauch macht. Ausdrücklich sind alle technisch möglichen Kombinationen der vorgenannten Ausführungsbeispiele miteinander von dieser Offenbarung mit umfasst. So können beispielsweise die Durchmesser der Propeller kleiner ausgestaltet und diese Propeller dann ummantelt sein. Die Tragfläche könnte beispielsweise zusätzlich Winglets an den Flügelenden aufweisen.

Bezugszeichenliste

**[0036]**

- |    |                          |
|----|--------------------------|
| 1  | Flugzeug                 |
| 2  | Rumpf                    |
| 3  | vordere Tragfläche       |
| 4  | hintere Tragfläche       |
| 5  | rechtes Triebwerk        |
| 6  | linkes Triebwerk         |
| 7  | rechter Propeller        |
| 8  | linker Propeller         |
| 9  | Seitenleitwerk           |
| 10 | Finne                    |
| 11 | rechter Triebwerks-Pylon |
| 12 | linker Triebwerks-Pylon  |
| 13 | rechtes Gehäuse          |
| 14 | linkes Gehäuse           |
| 15 | mittleres Triebwerk      |
| 16 | mittlerer Propeller      |

#### Patentansprüche

1. Flugzeug (1), insbesondere Passagier- oder Frachtflugzeug, mit einem Rumpf (2), wobei das Flugzeug (1) eine Tandemflügelanordnung aufweist und wobei zumindest zwei auf der Oberseite der hinteren Tragfläche (4) angeordnete Flugantriebe (5, 6) vorgesehen sind.

2. Flugzeug (1) nach Anspruch 1, wobei die beiden Tragflächen (3, 4) der Tandemflügelanordnung in Hochachsenrichtung vertikal beabstandet sind.
- 5 3. Flugzeug (1) nach Anspruch 1 oder 2, wobei die vordere Tragfläche (3) an der Rumpfoberseite befestigt ist, während die hintere Tragfläche (4) an der Rumpfunterseite befestigt ist.
- 10 4. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei beide Tragflächen (3, 4) eine Streckung (AR) im Bereich von  $12 \leq AR \leq 25$  aufweisen.
- 15 5. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei beide Tragflächen (3, 4) als Trapezflügel ausgebildet sind.
- 20 6. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei die hintere Tragflächen (4) eine größere Spannweite als die vordere Tragfläche (3) aufweist.
- 25 7. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei die Auftriebsverteilung zwischen dem Auftrieb der vorderen Tragfläche (3) und dem Auftrieb der hinteren Tragfläche (4) etwa 45:55, vorzugsweise 50:50 beträgt.
- 30 8. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei ein Hybridelektrischer oder ein rein elektrische Flugantrieb (5, 6, 15) vorgesehen ist.
- 35 9. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei die zumindest zwei Flugantriebe (5, 6) auf Pylonen (11, 12) auf der Tragflächenoberseite angeordnet sind.
- 40 10. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei am Heck des Flugzeugrumpfes (2) ein weiterer Flugantrieb (15) vorgesehen ist.
- 45 11. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei als Flugantrieb (5, 6, 15) ein Propellerantrieb vorgesehen ist.
- 50 12. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei der Propellerantrieb Schubpropeller (7, 8, 16) aufweist.
- 55 13. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei sich zwischen den beiden Tragflächen (3, 4) erstreckende Gehäuseröhren (13, 14) vorgesehen sind.
14. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei das Flugzeug (1) flugmechanisch instabil ausgelegt ist.

15. Flugzeug (1) nach einem der vorhergehenden Ansprüche, wobei eine Flugregelungseinrichtung vorgesehen ist, um eine künstliche Stabilität zu erzeugen.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

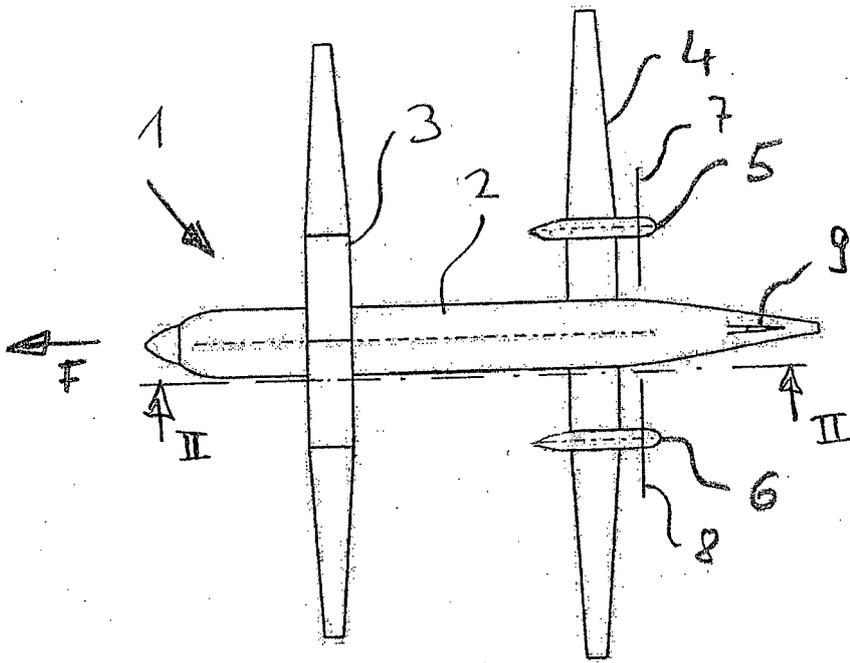


Fig. 1

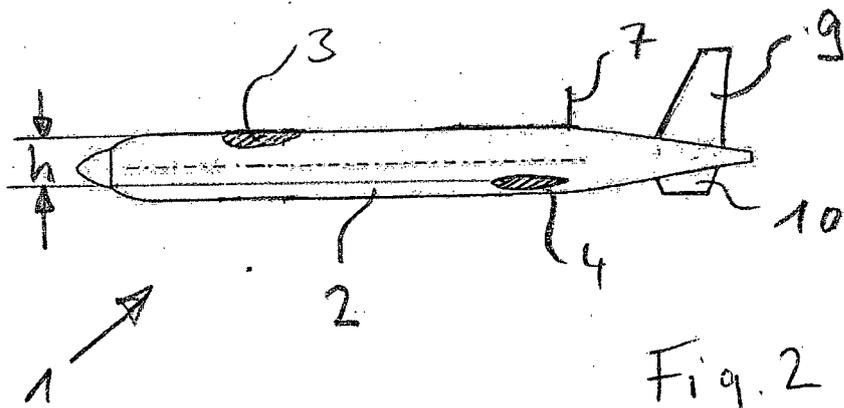


Fig. 2

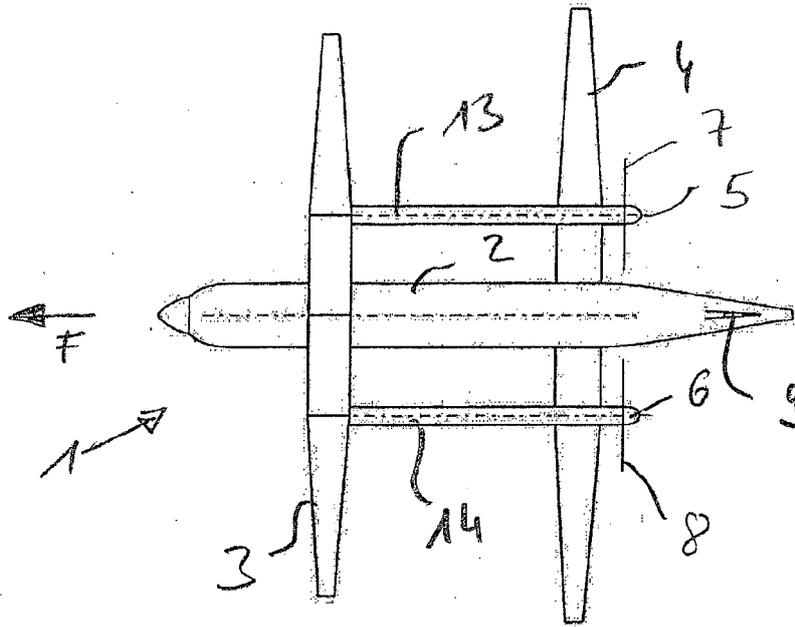


Fig. 3

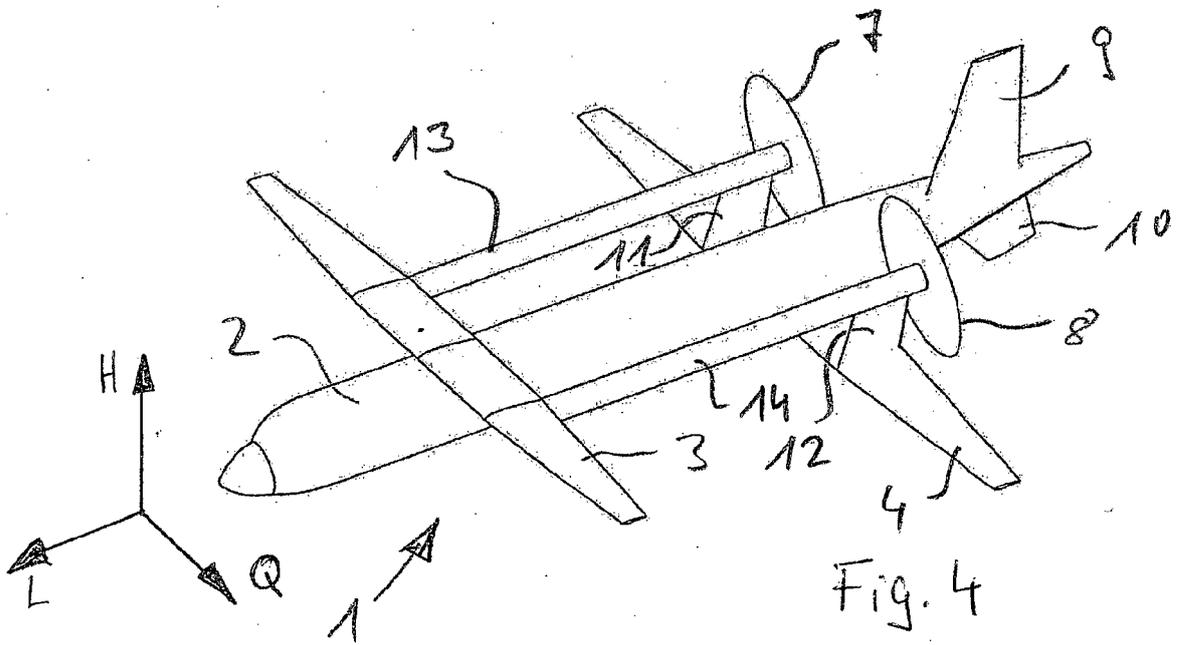


Fig. 4

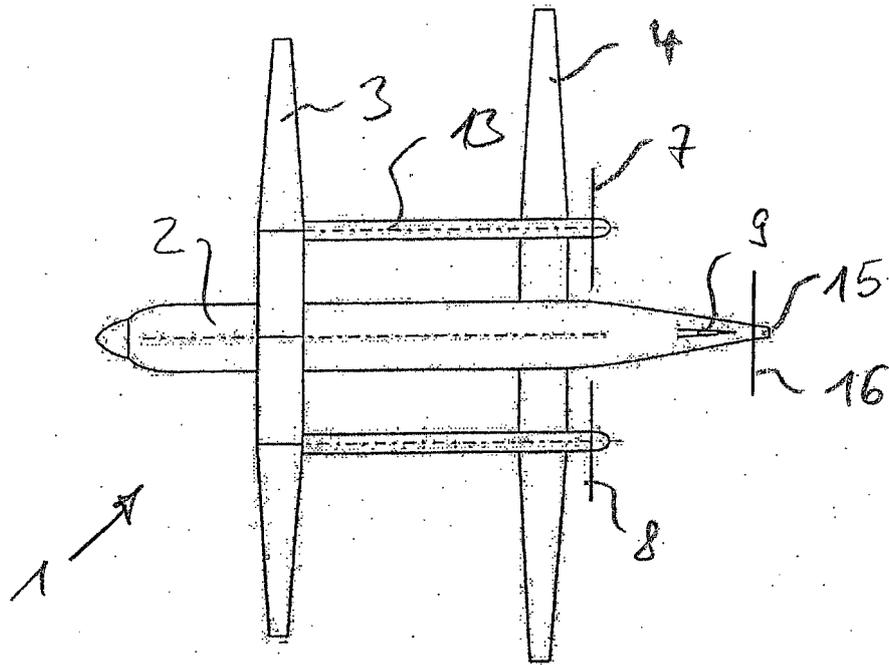


Fig. 5.



EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung  
EP 14 00 4141

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (IPC)
X	US 2013/264428 A1 (ROUYRE FRANCOIS [FR]) 10. Oktober 2013 (2013-10-10) * Absatz [0052]; Abbildungen 1a, 1b, 4 *	1-5,7,9, 14,15	INV. B64C39/08
X	US 2006/151666 A1 (VANDERMEY TIMOTHY [US] ET AL) 13. Juli 2006 (2006-07-13) * Abbildung 1 *	1,4,5,7, 8,11-13	
X	US 2008/001025 A1 (SAID BRIAN R [US]) 3. Januar 2008 (2008-01-03) * Abbildungen 1,2 *	1,6,7, 10-13	
X	US 2011/180660 A1 (LLAMAS SANDIN RAUL CARLOS [ES]) 28. Juli 2011 (2011-07-28) * Abbildungen 1,2,4,6 *	1-5,9	
X	FR 510 306 A (ANDRE LEON GOURVILLE [FR]; LOUIS ACCOTTO [FR]) 2. Dezember 1920 (1920-12-02) * Abbildungen 1,2 *	1-3,7, 11,12	
X	FR 682 950 A (PIETRI P.-M.) 4. Juni 1930 (1930-06-04) * Abbildung 4 *	1,2,7,9, 11,12	RECHERCHIESTE SACHGEBIETE (IPC) B64C
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort München		Abschlußdatum der Recherche 10. März 2015	Prüfer Dorpema, Huijb
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE X : von besonderer Bedeutung allein betrachtet Y : von besonderer Bedeutung in Verbindung mit einer anderen Veröffentlichung derselben Kategorie A : technologischer Hintergrund O : mündliche Offenbarung P : Zwischenliteratur		T : der Erfindung zugrunde liegende Theorien oder Grundsätze E : älteres Patentdokument, das jedoch erst am oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist D : in der Anmeldung angeführtes Dokument L : aus anderen Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	

EPO FORM 1503 03.82 (P04C03)

**ANHANG ZUM EUROPÄISCHEN RECHERCHENBERICHT  
 ÜBER DIE EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG NR.**

EP 14 00 4141

5

In diesem Anhang sind die Mitglieder der Patentfamilien der im obengenannten europäischen Recherchenbericht angeführten Patentedokumente angegeben.  
 Die Angaben über die Familienmitglieder entsprechen dem Stand der Datei des Europäischen Patentamts am  
 Diese Angaben dienen nur zur Unterrichtung und erfolgen ohne Gewähr.

10-03-2015

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

Im Recherchenbericht angeführtes Patentedokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
US 2013264428 A1	10-10-2013	FR 2989063 A1 US 2013264428 A1	11-10-2013 10-10-2013
US 2006151666 A1	13-07-2006	KEINE	
US 2008001025 A1	03-01-2008	KEINE	
US 2011180660 A1	28-07-2011	CA 2758220 A1 CN 102458988 A EP 2418148 A2 ES 2377637 A1 IT MI20130088 U1 RU 2011144833 A US 2011180660 A1 WO 2010116018 A2	14-10-2010 16-05-2012 15-02-2012 29-03-2012 12-06-2013 20-05-2013 28-07-2011 14-10-2010
FR 510306 A	02-12-1920		
FR 682950 A	04-06-1930		

EPO FORM P/0461

Für nähere Einzelheiten zu diesem Anhang : siehe Amtsblatt des Europäischen Patentamts, Nr.12/82

**IN DER BESCHREIBUNG AUFGEFÜHRTE DOKUMENTE**

*Diese Liste der vom Anmelder aufgeführten Dokumente wurde ausschließlich zur Information des Lesers aufgenommen und ist nicht Bestandteil des europäischen Patentdokumentes. Sie wurde mit größter Sorgfalt zusammengestellt; das EPA übernimmt jedoch keinerlei Haftung für etwaige Fehler oder Auslassungen.*

**In der Beschreibung aufgeführte Patentdokumente**

- US 4165058 A [0008] [0009]
- US 2010044521 A1 [0008] [0010]