



SCHWEIZERISCHE EIDGENOSSENSCHAFT
BUNDESAMT FÜR GEISTIGES EIGENTUM



⑪ CH 683982 A5

⑤① Int. Cl.⁵: B 64 C 9/34
B 64 C 21/00
B 64 C 9/32
B 64 C 13/00

Erfindungspatent für die Schweiz und Liechtenstein

Schweizerisch-liechtensteinischer Patentschutzvertrag vom 22. Dezember 1978

⑫ PATENTSCHRIFT A5

⑳ Gesuchsnummer: 3335/90

㉓ Inhaber:
Frantisek Adamec, Bülach

㉒ Anmeldungsdatum: 18.10.1990

㉒ Erfinder:
Adamec, Frantisek, Bülach

㉔ Patent erteilt: 30.06.1994

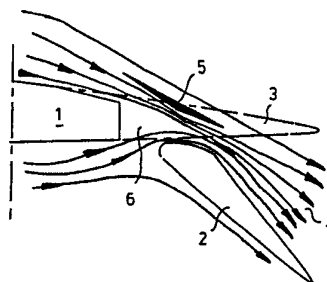
㉕ Patentschrift
veröffentlicht: 30.06.1994

㉔ Vertreter:
Patentanwaltsbüro Feldmann AG,
Opfikon-Glattbrugg

㉕ Vorrichtung zur Erhöhung des Auftriebes an einem Flügel eines Flugzeuges.

㉕ Mittels einem Luftleitelement (5) wird die laminare Luftströmung (4) bei geringeren Geschwindigkeiten aufrecht erhalten. Das Luftleitelement (5) ist so zwischen dem Flügelende (1) und der Landeklappe (2) angeordnet, dass es beim Normalflug innerhalb des Flügelprofils (3) liegt und beim Landeanflug oberhalb des Spaltes (6) zwischen Flügel (1) und Landeklappe (2) fahrbar ist.

Das Luftleitelement (5) kann auch als Spoiler nach der Landung dienen. Die verbesserte Luftleitung, die die laminare Strömung auch bei geringeren Geschwindigkeiten aufrecht erhält, erlaubt die Flügelfläche des Flugzeuges zu verringern.



Beschreibung

Zur Berechnung des Auftriebes eines Flügels dient die folgende Formel: $Y = C_a \cdot q \cdot S$, wobei

Y = Auftrieb
 C_a = Auftriebskoeffizient
 q = dynamischer Druck
 S = Flügelfläche.

Der Auftriebskoeffizient lässt sich aus der bekannten Bernoulli Gleichung

$$\frac{\rho}{2} v^2 + p = \text{const. ableiten. Damit}$$

ein Flugzeug fliegen kann, muss zum einen der Auftrieb Y und die Schwerkraft G im Gleichgewicht sein, zum anderen aber auch der Vortrieb X und der Reibungswiderstand, der durch den Widerstandsbeiwert C_w ausgedrückt wird. Der Widerstandsbeiwert C_w lässt sich nach Prandtl aus den Polarkurven entnehmen, die von der Flügelprofilform abhängig sind, und das Verhältnis Widerstandsbeiwertes C_w in Abhängigkeit der Reynold'schen Zahl Re aufzeigt. Diese Polarkurven werden empirisch ermittelt. Um stabile Verhältnisse zu haben, ist es erforderlich, über die gesamte Profiloberfläche eine laminare Strömung aufrecht zu erhalten. Wie aus der bereits zitierten Bernoulli-Gleichung hervorgeht, wird die Ablösung der laminaren Grenzschicht durch den Druckanstieg oder die Geschwindigkeitsabnahme hervorgerufen. Die Strömung nach der Ablösung ist viel instabiler als vorher und wird schnell turbulent. Die turbulente Strömung kann sich nach der Ablösung wieder anlegen; man spricht dann von einer Ablöseblase (separation bubble) nach F.W. Schmitz.

Da die Ablösung der laminaren Grenzschicht von der Geschwindigkeit, der Flügelprofilform und der Flügelfläche abhängt, muss immer ein Kompromiss gefunden werden, bezüglich Geschwindigkeit und Flügelfläche. Die minimale Flügelfläche ergibt sich aus der minimalen Geschwindigkeit, der Landegeschwindigkeit. Diese kann nicht beliebig heraufgesetzt werden. Bei kleiner Flügelfläche muss die Landegeschwindigkeit hoch sein oder bei kleiner Landegeschwindigkeit die Flügelfläche gross. Ist die Flügelfläche jedoch gross, so ist der Reibungswiderstand bei normaler Fluggeschwindigkeit eben auch gross. Dies geht auch aus der Formel von Schukovskij-Tschapligin hervor, mit der die Zirkulation als Integral über die gesamte Spannweite ermittelt wird. Weil der Widerstand der Flügel 80% gesamten Flugzeugwiderstandes bildet, wäre es somit wünschenswert, die Flügelfläche zu verringern, um dadurch Einsparungen beim Treibstoffverbrauch zu erreichen.

Diese Aufgabe haben sich schon andere Flugzeugkonstrukteure gestellt. Eine Lösung zeigt beispielsweise die DE-B 1 049 241 (United Aircraft Corporation). Hier sind ausfahrbare, zusätzliche «Flügel», sogenannte Trimmflächen gezeigt, die während des Langsamfluges ausgefahren und beim

Normalflug eingefahren werden. Hier wird somit die sonst beim Flugzeug konstante Grösse, nämlich die Flügelfläche verändert. Die Lösung hat sich nur im militärischen Bereich durchgesetzt und ist in der zivilen Luftfahrt wohl kaum realisierbar.

Es ist daher die Aufgabe der vorliegenden Erfindung eine Vorrichtung zu schaffen mittels, der der Auftrieb an einem Flügelprofil eines Flugzeuges bei niedriger Fluggeschwindigkeit erhöht wird.

Diese Aufgabe löst eine erfindungsgemässe Vorrichtung, mit den kennzeichnenden Merkmalen des Patentanspruches 1.

Hierbei wird unter Ausnutzung der Theorie vom Schukovskij-Tschapligin mittels dem Luftleitelement Energie in die Grenzschicht im Bereich zwischen dem Flügelprofilende und der Landeklappe gegeben, wodurch die Strömung um die ausgezogene Landeklappe weiterhin gehalten wird. Folglich kann es zur einer Erhöhung des Auftriebskoeffizienten C_a kommen.

Prinzipiell kann das Luftleitelement im Normalflug vollständig im Flügel eingefahren werden. Eine bevorzugte Ausführung sieht jedoch vor, das Luftleitelement im Normalflug, wie im Anspruch 3 beschrieben anzuordnen. Dies ist mechanisch mit geringem Aufwand realisierbar und ermöglicht es, das Luftleitelement ohne unbestimmbare Verhältnisse zu schaffen, sogleich in die wirksame Lage zu fahren.

Ist das Luftleitelement in seiner Endstellung und ist es hier in eine mindestens annähernd senkrecht zum Flügelprofil stehenden Position bringbar, so kann es zusätzlich als Spoiler dienen.

Die Steuerung des Luftleitelementes lässt sich sowohl nach Massgabe einer Ausstellwinkelüberwachung (α -probe) als auch zusätzlich nach Massgabe einer Touch-Down-Vorrichtung steuern.

Selbstverständlich kann das Luftleitelement aus Gründen der Stabilität aus mehreren synchron betriebenen Segmenten bestehen.

In der Zeichnung ist ein Ausführungsbeispiel des Erfindungsgegenstandes vereinfacht dargestellt unter Weglassung der mit konventionellen Mitteln realisierbaren Mechanik und Antrieb.

Es zeigt:

Fig. 1 einen Teilschnitt durch ein Flügelprofil im Bereich der Landeklappe im Normalflug und

Fig. 2 ein Landeflug mit ausgefahrener Landeklappe;

Fig. 3 dieselbe Ansicht, wie nach den Fig. 1 und 2 nach dem Touch-Down des Flugzeuges;

Fig. 4 stellt vereinfacht eine Anordnung auf ein Flugzeug dar, zur Veranschaulichung der Anordnung der erfindungsgemässen Luftleitelemente und

Fig. 5 zeigt im Schema der Steuerung des Luftleitelementes nach Massgabe einer Ausstellwinkelüberwachung und

Fig. 6 nach Massgabe einer Touch-Down-Wahrnehmungsvorrichtung.

Für die vorliegende Erfindung ist lediglich der Bereich am Flügelende von Interesse. Daher ist der Flügel 1 nur im Teilschnitt sichtbar. Direkt am Flügel 1 anschliessend ist die Landeklappe 2 darge-

stellt. Flügel 1 und Landeklappe 2 bilden zusammen das aerodynamisch wesentliche Flügelprofil 3, welches strichliniert eingezeichnet ist. Die Strömungslinien 4, die den Verlauf der laminaren Strömung angeben, zeigen beim Flügelprofil 3 in der Lage nach Fig. 1 keinerlei Besonderheit auf. Die Fig. 1 zeigt die Situation beim Normalflug, das heisst bei üblicher Reisegeschwindigkeit. In dieser Situation befindet sich das erfindungsgemässe Luftleitelement 5 innerhalb des Bereiches des Flügelprofils 3. Dies kann auf verschiedene Arten realisiert werden. So liesse sich das Luftleitelement innerhalb des Flügels 1 unterbringen und mit einer wegfahrbaren Klappe freilegen und ausfahren, beziehungsweise einfahren und abdecken. Die hier symbolisch dargestellte Variante jedoch sieht vor, das Luftleitelement im Normalflug so anzuordnen, dass es mit seiner Oberfläche einen Teil der Flügeloberfläche bildet und somit innerhalb des Flügelprofils liegt. Dabei deckt das Luftleitelement 5 den Spalt 6 zwischen dem Flügelende 1 und der Landeklappe 2 ab. Dies hat den Vorteil, dass sowohl keine zusätzlichen Mittel zur Abdeckung und deren Betätigung erforderlich sind, als auch den Vorteil, dass das Luftleitelement 5 sogleich in die korrekte, wirkungsvolle Lage gelangt. Rein mechanisch betrachtet, könnte sogar das Luftleitelement 5 direkt mit der Betätigung der Landeklappe gekoppelt sein. Beim Landeanflug werden die Landeklappen ausgefahren. Hierbei schwenken sie nach unten und fahren gleichzeitig vom Flügelende weg. Folglich reduziert sich die Geschwindigkeit und es entsteht die Gefahr, dass die laminare Luftströmung sich von der Flügeloberfläche ablöst. Um dies zu verhindern, muss normalerweise der Pilot zusätzlichen Schub geben und die Geschwindigkeit erhöhen. Bei der erfindungsgemässen Lösung fährt nun das Luftleitelement in den Bereich oberhalb des Spaltes 6 und führt dadurch eine Verdichtung herbei, die die laminare Strömung aufrecht erhält. Die laminare Strömung legt sich bis zum Flügelende dem Flügel 1 an und umströmt dann ebenfalls laminar die Landeklappe 2 (Fig. 2).

Die Steuerung des Luftleitelement 5 könnte prinzipiell vom Piloten manuell betätigt werden. Es wäre aber, wie bereits erwähnt, auch möglich, dessen Betätigung mit der Betätigung der Landeklappen zu koppeln. Das Luftleitelement lässt sich mit Landeklappen aller Bauarten kombinieren, insbesondere eignet es sich auch für die Verwendung mit Fowler-Klappen.

Die Steuerung des Luftleitelementes 5 kann aber auch mit der Ausstellwinkelüberwachung (α -probe) gekoppelt werden. Diese Steuerung ist in Fig. 5 symbolisiert. Die Messdaten der Ausstellwinkelüberwachung werden an eine Kontrolleinheit (Flight Augmentation Computer) geleitet, die nach Massgabe eines Rechners den Antrieb steuert, der das Luftleitelement entsprechend so positioniert, dass die gewünschten dynamischen Luftdruckverhältnisse erreicht werden.

Hat das Flugzeug einmal den Boden berührt, so ist die laminare Strömung nicht mehr erwünscht, sondern vielmehr muss nun der Auftrieb vernichtet werden. Hierzu kann das Luftleitelement zusätzlich

als Spoiler dienen, wie dies in der Fig. 3 gezeigt ist. Das Luftleitelement 5 muss zu diesem Zweck lediglich in eine zum Flügelprofil 3 etwa vertikale Lage geschwenkt werden. Dadurch wird der Luftstrom über den Flügel gebremst, die laminare Strömung reisst ab und eine turbulente Strömung entsteht, die jedoch sich nicht mehr an den Flügel anlegt. Folglich ist der Auftrieb vernichtet.

Auch dies könnte wiederum vom Piloten manuell ausgelöst werden. Da aber moderne Flugzeuge ohnehin mit einer Touch-Down-Wahrnehmungsvorrichtung, die mit dem Fahrgestell des Flugzeuges verbunden ist, ausgerüstet ist, wird man vorzugsweise diese Vorrichtung zur Auslösung benutzen, wie dies in der Fig. 6 symbolisch gezeigt ist.

Die Luftleitelemente 5 können in mehrere Segmente unterteilt werden, gleich wie die Landeklappen 2. Vorzugsweise sollten sich die Luftleitelemente mindestens soweit über die gesamte Spannweite der Flügel erstrecken, wie dies die Landeklappen tun.

Welche Form der Steuerung der Luftleitelemente man jeweils anwenden wird, dürfte stark vom Flugzeugtyp abhängig sein. In der zivilen Luftfahrt wird man jedoch mit grosser Wahrscheinlichkeit die Steuerung derselben wohl kaum dem Piloten überantworten.

Der grosse Fortschritt der Erfindung ist vor allem darin zu sehen, dass bei gleicher Landegeschwindigkeit, wie heute üblich, ein Flugzeug mit einer erheblich geringeren Flügelfläche auskommen kann. Wodurch eine enorme Treibstoffeinsparung erzielt werden kann.

Patentansprüche

1. Vorrichtung zur Erhöhung des Auftriebes an einem Flügel eines Flugzeuges mit daran angeordneten Landeklappen, dadurch gekennzeichnet, dass im oder am Flügel beweglich ein über die Spannweite des Flügels mindestens annähernd über die Länge des Bereiches der Landeklappen sich erstreckendes Luftleitelement angeordnet ist, welches während des Normalfluges im Profil des Flügels integral untergebracht ist und mittels Antriebsmittel während des Landeanfluges aus dem Flügelprofil ausfahrbar oberhalb des Bereiches zwischen dem Flügelprofil und der Landeklappen bringbar ist.

2. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass das Luftleitelement im Normalflug vollständig im Flügel eingefahren ist.

3. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass das Luftleitelement im Normalflug so angeordnet ist, dass es mit seiner Oberfläche einen Teil der Flügelfläche bildet und den Spalt zwischen dem Flügel und der Landeklappe abdeckt.

4. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass das Luftleitelement mechanisch, hydraulisch oder elektromechanisch betätigbar ist.

5. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass das Luftleitelement schwenkverschieblich geführt ist.

6. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass das Luftleitelement in seiner Endstellung in einer mindestens annähernd senk-

recht zum Flügelprofil stehende Position bringbar ist.

7. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die Antriebsmittel des Luftleitelementes nach Massgabe einer Austellwinkelüberwachung gesteuert sind. 5

8. Vorrichtung nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, dass die Antriebsmittel des Luftleitelementes nach Massgabe einer Touch-Down-Wahrnehmungsvorrichtung gesteuert sind. 10

9. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass das Luftleitelement aus mehreren synchron betriebenen Segmenten besteht.

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

4

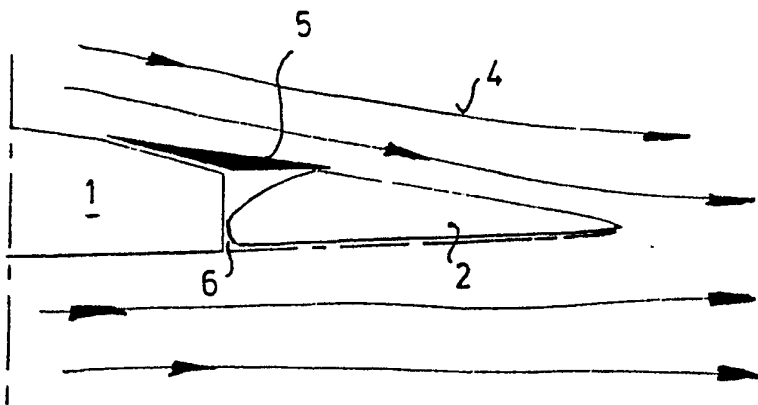


FIG. 1

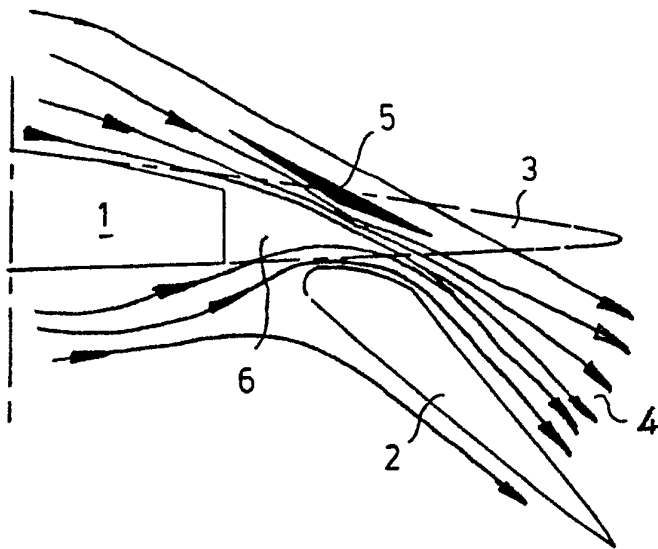


FIG. 2

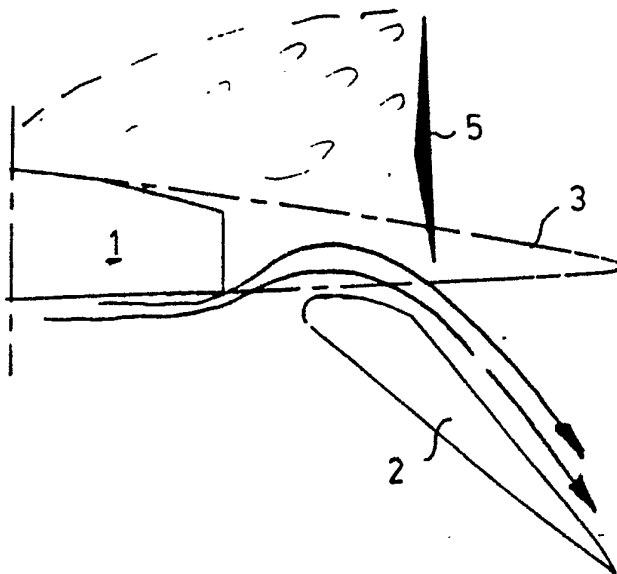


FIG. 3

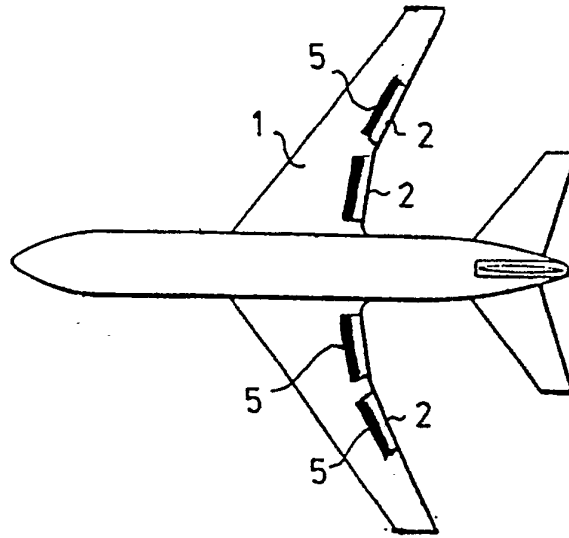


FIG. 4

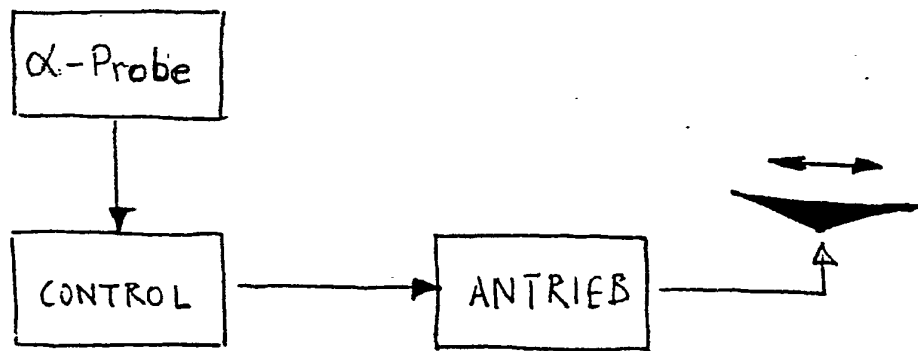


FIG. 5

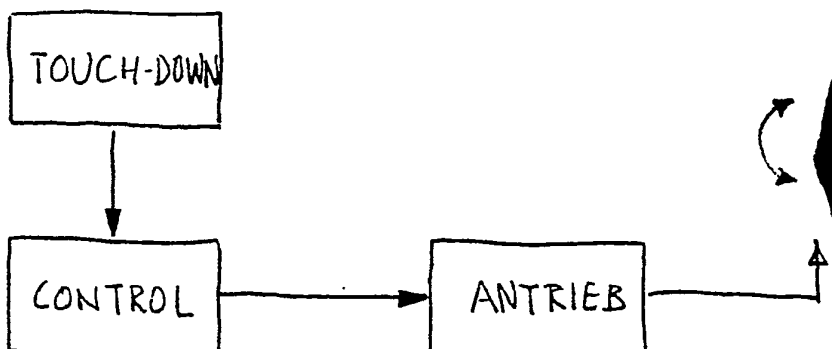


FIG. 6