



(19)
Bundesrepublik Deutschland
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 603 10 138 T2** 2007.10.11

(12) **Übersetzung der europäischen Patentschrift**

(97) **EP 1 587 734 B1**

(21) Deutsches Aktenzeichen: **603 10 138.0**

(86) PCT-Aktenzeichen: **PCT/US03/39927**

(96) Europäisches Aktenzeichen: **03 816 226.9**

(87) PCT-Veröffentlichungs-Nr.: **WO 2004/108526**

(86) PCT-Anmeldetag: **16.12.2003**

(87) Veröffentlichungstag
der PCT-Anmeldung: **16.12.2004**

(97) Erstveröffentlichung durch das EPA: **26.10.2005**

(97) Veröffentlichungstag
der Patenterteilung beim EPA: **29.11.2006**

(47) Veröffentlichungstag im Patentblatt: **11.10.2007**

(51) Int Cl.⁸: **B64C 5/08** (2006.01)

B64C 9/32 (2006.01)

B64C 9/34 (2006.01)

(30) Unionspriorität:

353660 **29.01.2003** **US**

(73) Patentinhaber:

Northrop Grumman Corp., Los Angeles, Calif., US

(74) Vertreter:

derzeit kein Vertreter bestellt

(84) Benannte Vertragsstaaten:

**AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB,
GR, HU, IE, IT, LI, LU, MC, NL, PT, RO, SE, SI, SK,
TR**

(72) Erfinder:

CLARK, Walter, Fullerton, CA 92835, US

(54) Bezeichnung: **FLUGZEUG MIT NACH VORNE ÖFFNENDEN UND ABGESENKTEN STÖRKLAPPEN ZUR GIER-
STEUERUNG**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99 (1) Europäisches Patentübereinkommen).

Die Übersetzung ist gemäß Artikel II § 3 Abs. 1 IntPatÜG 1991 vom Patentinhaber eingereicht worden. Sie wurde vom Deutschen Patent- und Markenamt inhaltlich nicht geprüft.

Beschreibung

GEBIET DER ERFINDUNG

[0001] Die Erfindung betrifft im Allgemeinen ein Flugzeug und spezieller Systeme und Verfahren zur Steuerung eines Flugzeuges.

HINTERGRUNDINFORMATION

[0002] Ein Flugzeug, das absichtlich gebaut wird, um eine Radarerfassung zu vermeiden, ist durch Formen mit so wenigen unterschiedlichen Winkeln wie möglich gekennzeichnet. Das führt zu Kanten, die parallel zueinander verlaufen, selbst wenn sie sich auf entgegengesetzten Seiten des Flugzeuges befinden. Es ist ebenfalls wünschenswert, einen Flugzeugrumpf zu haben, der in den Tragflügel übergeht, wo jegliche Formen mit kleinem Radius auf der oberen Seite angebracht werden können, die vom Bodenradargerät nicht bemerkt werden. Wegen dieser gleichmäßigen Integration bezieht man sich auf diese Flugzeuge manchmal als „Nurflügelflugzeuge“. Ein Beispiel für ein Nurflügelflugzeug ist der B-2 Bomber. Ein Flugzeug mit niedrigem Radarquerschnitt ist frei von jeglichen unnötigen vorstehenden Stellen, wie beispielsweise einer Seitenstabilisierungsflosse, deren Funktion durch Steuerflächen ersetzt wird, die den Luftwiderstand auf einen Tragflügel oder den anderen erst dann erhöhen, wenn es erforderlich ist, und anderenfalls am Tragflügel anliegen, um ein Teil des Tragflügels zu werden.

[0003] Die Vorteile des Nurflügelflugzeuges sind bekannt. Beispielsweise liefert das Nurflügelflugzeug eine verbesserte Tarnbetriebscharakteristik infolge der ihm eigenen schwach wahrnehmbaren Konfiguration. Außerdem liefern Nurflügelflugzeuge weitere Vorteile, wie beispielsweise eine verbesserte Nutzleistung infolge des verringerten Gewichtes und Luftwiderstandes und sind dementsprechend für eine Verwendung bei einer breiten Vielzahl von Anwendungen gut geeignet, wie beispielsweise bei einem selbständig funktionierenden (unbemannten) Flugzeug, wo die Ausbauchung für den Ausblick eines Piloten nicht untergebracht werden muss.

[0004] Ein bedeutender Nachteil der Nurflügelflugzeugkonfiguration liegt im Nichtvorhandensein eines Flugzeugseitenruders, das normalerweise innerhalb des Seitenleitwerkabschnittes eingebaut ist. Das Seitenruder wird in einem konventionellen Flugzeug bereitgestellt, um ein Seite-zu-Seite- oder Giermoment beim Flugzeug während des Fluges bereitzustellen. Daher muss ohne ein Seitenruder ein anderes Mittel bereitgestellt werden, um dem Nurflügelflugzeug ein Giermoment zu erteilen. Traditionell verwendet das Nurflügelflugzeug Störklappen im Außenflächenabschnitt des Tragflügels. Es kann veranlasst werden, dass sich entweder die linke Seite oder die rechte

Seite öffnet, um die Querrichtung des Fluges zu steuern. Diese Störklappen werden entweder als ein Teil der vorhandenen Höhen- und Querruder, Höhenruder oder Querruder in der Form von Spreizklappen ausgeführt, oder sie werden vor diesen Flächen in der Form von abgesenkten Störklappen montiert. Höhen- und Querruder, Querruder und Höhenruder beim Nurflügelflugzeug zeigen einen minimalen Beitrag zum Radarquerschnitt. Die Störklappe trägt am meisten zur Verminderung der Tarnung bei, weil sie spitze Winkel mit der Fläche bildet, aus der sie austritt. Traditionelle abgesenkte Störklappen können einen geringen Querschnitt aufweisen, wenn sie nur auf der oberen Seite geöffnet werden. Der Tragflügel selbst verdeckt den Blick von unten. Aber eine Störklappe nur auf der Oberseite von konventioneller Konstruktion erzeugt eine Abtriebskraft und, wenn sich die Störklappe in der Nähe der Spitze eines pfeilförmigen Tragflügels befindet, wird die resultierende Kraft das Flugzeug hochreißen.

[0005] Als solches besteht basierend auf dem Vorangegangenen eine Forderung im Fachgebiet nach einem verbesserten Verfahren und Vorrichtung, das die Flugzeuggiersteuereigenschaften verbessert, ohne dass sie sich im Wesentlichen mit den aerodynamischen und Radarerfassbarkeitseigenschaften des Flugzeuges stören.

[0006] Das U.S.Patent Nr. 2458146 offenbart ein Flugzeug, das aufweist: einen ersten und zweiten Tragflügel, die an entgegengesetzten Seiten einer Längsachse positioniert sind; eine erste Steuerfläche, die mittels eines ersten Gelenkes am ersten Tragflügel befestigt ist; und eine zweite Steuerfläche, die mittels eines zweiten Gelenkes am zweiten Tragflügel befestigt ist. Das U.S.Patent Nr. 6491261 offenbart eine am Tragflügel montierte Giersteuervorrichtung, die eine Störklappe, die an einer ersten Tragflügelfläche montiert ist, und eine Leitfläche umfasst, die an einer zweiten Tragflügelfläche montiert ist. Das U.S.Patent Nr. 4466586 offenbart die Verwendung von seitenruderartigen Flächen, um ein Giermoment zu erzeugen.

[0007] Diese Erfindung stellt ein Flugzeug nach Patentanspruch 1 bereit.

[0008] Das Öffnen dieser nach vorn öffnenden Flächen bringt einen Luftwiderstand bei einem Tragflügel oder dem anderen ein. Es ist der Luftwiderstand, einen bestimmten Abstand seitlich von der Mittellinie, der eine Gierkraft erzeugt.

[0009] Die Gelenke können unter einem Winkel von zwischen 20 und 50 Grad mit Bezugnahme auf eine Linie senkrecht zur Längsachse schräg sein.

[0010] Die ersten und zweiten nach vorn öffnenden Steuerflächen können schräg sein, um die Luft nach

außen oder nach innen so zu schleudern, dass die Luft seitlich entweichen kann, anstelle dass sie sich vor der Störklappe aufbaut. Wenn sich die Luft davor aufbauen darf, würde die Fläche eine Abtriebskraft genau wie die traditionellen vorn gelenkig angeordneten Störklappen erzeugen.

[0011] Die ersten nach vorn öffnenden Steuerflächen können eine im Wesentlichen rechteckige Form aufweisen, wobei eine hintere Kante einer jeden Steuerfläche mit einem der Tragflügel mittels eines Gelenkes verbunden ist.

[0012] Die nach vorn öffnenden Steuerflächen erzeugen einen Luftwiderstand und eine Seitenkraft, um das Gieren ohne Einbringen irgendeiner Auftriebs- oder Abtriebskraft zu steuern.

[0013] Diese Erfindung kann bei einer integrierten Flugzeugrumpf/Tragflügel-Struktur angewandt werden, die im Allgemeinen das Flugzeug definiert, worin der erste und zweite Tragflügel auf entgegengesetzten Seiten der Längsachse positioniert sind, wobei ein jeder der Tragflügel eine im Wesentlichen geradlinige pfeilförmige Vorderkante, eine untere Fläche, die sich nach hinten von der Vorderkante erstreckt, und eine obere Fläche umfasst, die sich nach hinten von der Vorderkante erstreckt, und die Steuerflächen können mittels Gelenken befestigt werden, die mit Bezugnahme auf die Querachse schräg sind, eine Richtung parallel zum Horizont, aber senkrecht zur Längsachse.

[0014] Das Flugzeug kann außerdem zusätzliche Steuerflächen auf der oberen Fläche des integrierten Flugzeugrumpfs/Tragflügels umfassen.

[0015] Die Erfindung schließt ebenfalls ein Verfahren nach Patentanspruch 6 zur Bereitstellung einer Giersteuerung eines Flugzeuges ein.

KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

[0016] Es zeigen:

[0017] [Fig. 1](#) eine schematische Darstellung einer perspektivischen Ansicht eines pfeilförmigen Flugzeuges, das in Übereinstimmung mit dieser Erfindung konstruiert werden kann;

[0018] [Fig. 2](#) eine schematische Darstellung einer Draufsicht des Flugzeuges aus [Fig. 1](#), die abgesenkte Störklappen zeigt;

[0019] [Fig. 3](#) eine schematische Darstellung einer Draufsicht eines Flugzeuges, die Giersteuerungsstörklappen zeigt;

[0020] [Fig. 4](#) eine schematische Darstellung einer Seitenansicht eines Abschnittes eines Tragflügels

und einer vertikalen Störklappe;

[0021] [Fig. 5](#) eine schematische Darstellung einer Seitenansicht eines Abschnittes eines Tragflügels und einer nach vorn öffnenden Störklappe.

DETAILLIERTE BESCHREIBUNG DER ERFINDUNG

[0022] In Übereinstimmung mit einem Aspekt der Erfindung weist ein Nurflügelflugzeug einen integrierten Flugzeugrumpf/Tragflügel, der im Allgemeinen das Flugzeug definiert, und Steuerflächen auf, die integriert damit ausgebildet sind. [Fig. 1](#) ist eine schematische Darstellung einer perspektivischen Ansicht eines pfeilförmigen Flugzeuges **10**, das in Übereinstimmung mit dieser Erfindung konstruiert werden kann. Das Flugzeug **10** weist eine Längsachse **12** auf und ist mit einem mittleren Flugzeugrumpf **14** versehen, der entlang der Längsachse positioniert ist. Ein Paar entgegengesetzte pfeilförmige Tragflügel **16**, **18** erstrecken sich seitlich und in einer Richtung nach hinten vom Flugzeugrumpf **14**. Die Tragflügel **16**, **18** weisen ein äußeres Profil auf, das gleichmäßig und kontinuierlich in das des Flugzeugrumpfes **14** übergeht. In dieser Hinsicht ist der Flugzeugrumpf **14** vollständig mit den Tragflügeln **16**, **18** integriert. Diese gleichmäßige Integration wird in Betracht gezogen, um dem gesamten Flugzeug **10** das Aussehen und die Funktionfähigkeit zu verleihen, als ob es ein einzelner Tragflügel wäre. Daher definiert die integrierte Flugzeugrumpf/Tragflügel-Konfiguration im Allgemeinen das Flugzeug **10**. Als solches kann das Flugzeug **10** dadurch gekennzeichnet sein, dass es eine relativ geringe Flügelstreckung und einen im Allgemeinen dreieckigen oder deltaförmigen Grundriss aufweist.

[0023] Das Flugzeug **10** ist mit einer oberen Fläche und einer unteren Fläche versehen. Die obere und die untere Fläche schließen sowohl den Flugzeugrumpf **14** als auch die Tragflügel **16**, **18** ein. [Fig. 1](#) zeigt die untere Fläche **20**. Außerdem umfassen die Tragflügel **16**, **18** jeweils Vorderkanten **22**, **24**. Die Vorderkanten **22**, **24** sind ausgebildet, um beispielsweise ein kontinuierliches geradliniges Profil zu bilden. Ein derartiges geradliniges Profil ist angesichts der Betrachtungen zur Verminderung der Radarsignatur wünschenswert, d.h., der Herstellung eines schwach wahrnehmbaren deltaförmigen Flugzeuges. Die Vorderkanten **22**, **24** der Tragflügel **16**, **18** definieren zusammen mit der oberen Fläche des Flugzeuges **10** im Allgemeinen die aerodynamische Auftriebsfläche des Flugzeuges **10**. Als solche ist die aerodynamische Auftriebsfläche im Allgemeinen um den Flugzeugrumpf **14** und die Tragflügel **16**, **18** angeordnet. Die Tragflügel **16**, **18** umfassen ebenfalls jeweils Hinterkanten **26**, **28**.

[0024] [Fig. 2](#) ist eine schematische Darstellung einer Draufsicht des Flugzeuges aus [Fig. 1](#). Wie in

Fig. 2 gesehen wird, umfasst das Flugzeug **10** ebenfalls Steuerflächen **30, 32, 34, 36, 38** und **40**, die integriert mit der oberen Fläche **42** der Flugzeugrumpf/Tragflügel-Konfiguration gebildet werden. Speziell können die Steuerflächen beispielsweise Höhen- und Querruder, Querruder, Höhenruder, Seitenruder, Trimmruder oder ähnliche Bauteile umfassen, die im Fachgebiet gut bekannt sind.

[0025] In Übereinstimmung mit dieser Erfindung können bestimmte Steuerflächen in der oberen Fläche des Flugzeuges positioniert werden, um so zu verhindern, dass sie vom Bodenradargerät bemerkt werden. Die speziellen Steuerflächen, die nur auf der Oberseite sein sollten, sind jene, die sich nach oben öffnen, um so einen Luftwiderstand zu erzeugen. Die anderen Flächen, das Höhenruder und die Querruder, können gelenkig angeordnet werden, um sich nach oben und unten zu bewegen, wobei ein geringer Verlust beim Radarquerschnitt zu verzeichnen ist. Die nur auf der Oberseite vorhandenen Steuerflächen werden als abgesenkte Störklappen bezeichnet und können betätigt werden, um das Gieren des Flugzeuges zu steuern. Eine konventionelle abgesenkte Störklappe öffnet sich nach oben wie eine Lukentür mit einem Gelenk an der Aufwindseite. Sie erzeugt einen Luftwiderstand, erzeugt aber ebenfalls eine Kraft in den Tragflügel. Bei dieser Erfindung ist die abgesenkte Störklappe zur Giersteuerung hinten gelenkig angeordnet. Bei einer Ausführung können mindestens einige der Steuerflächen dieser hinten gelenkig angeordnete abgesenkte Störklappentyp sein, der zwischen der geöffneten und eingefahrenen Position betätigt werden kann. Wenn sie sich in der eingefahrenen Position befinden, passen sich die Flächen der Störklappen an die Fläche der Tragflügel an.

[0026] Durch Betätigen eines Paares von konventionellen abgesenkten Störklappen **30, 32** (vorn gelenkig angeordnet) in der Vorderseite des Flugzeuges kann ein Abwärtsmoment erzeugt werden. Ein Paar konventionelle abgesenkte Störklappen **34, 36** in der Hinterseite können ein Aufwärtsmoment liefern. Daher können die abgesenkten Störklappen **30, 32, 34** und **36** in Paaren betätigt werden, um eine Längsneigungssteuerung zu bewirken. Da die abgesenkten Störklappen Vorrichtungen mit sehr hohem Luftwiderstand sind, kann eine Trimmung in der Längsneigung mit einer Treibstoffverlagerung vorgenommen werden. Eine Querneigungssteuerung kann durch Betätigen der gleichen vier abgesenkten Störklappen in Paaren seitlich bewirkt werden. Das heißt, die Paare **30** und **34** oder **32** und **36** können betätigt werden, um eine Querneigungssteuerung zu bewirken. Die abgesenkten Störklappen **38** und **40** in der Nähe der Tragflügelenden **44, 46** bewirken eine Giersteuerung.

[0027] Die abgesenkten Störklappen **38** und **40** sind nach vorn öffnende abgesenkte Störklappen. Nach

vorn öffnende Störklappen zur Giersteuerung können ein reines Gieren bewirken und sind frei von jeglichem Längsneigungs- oder Querneigungsmoment, wenn ihre Gelenke mit Bezugnahme auf die Luftströmung schräg sind. Wenn sich die Luft vorn aufbauen dürfte, würde die Fläche eine Abtriebskraft erzeugen, genau wie die konventionellen vorn gelenkig angeordneten Störklappen.

[0028] Diese Erfindung gestattet eine Verringerung des Radarquerschnittes des Flugzeuges durch Eliminieren der Notwendigkeit von Störklappen auf der unteren Seite, so dass Flächenunregelmäßigkeiten im Boden des Flugzeuges minimiert werden können. Das spezielle Problem bei Störklappen betrifft die Radarsignatur ist, dass sie beim Öffnen einen spitzen Winkel mit der Fläche bilden, aus der sie sich erheben. Das erzeugt eine reflektierende Struktur, damit das Radar davon abprallt.

[0029] **Fig. 3** ist eine schematische Darstellung einer Draufsicht eines Flugzeuges **50**, die Störklappen **52** und **54** zur Giersteuerung zeigt. Die Störklappen sind gelenkig entlang der Kanten **56** und **58** angeordnet, so dass sie sich in einer Vorwärtsrichtung öffnen. Die Störklappen sind mit Bezugnahme auf die Längsachse des Flugzeuges unter den Winkeln θ_1 und θ_2 geneigt. Die Winkel θ_1 und θ_2 können die gleichen Winkel sein. Pfeile **60, 62, 64** und **66** zeigen die Richtung der Luftströmung in der Nähe der Störklappen. Da die Störklappen nach außen geneigt sind, wird die Luft in Richtung der Tragflügelenden **68** und **70** gelenkt.

[0030] Durch Regulieren des Neigungswinkels (der Azimutposition der abgesenkten Störklappe) kann die Auftriebs- oder Abtriebskraft für eine reine Giersteuerung auf Null gebracht werden. Das ist bei Pfeiltragflügeln wichtig, weil die Enden so weit hinten sind. Sogar vertikale Störklappen mit ihrer gesamten mechanischen Kompliziertheit erzeugen eine Abtriebskraft. **Fig. 4** ist eine schematische Darstellung einer Seitenansicht eines Abschnittes eines Tragflügels **72** und einer vertikalen Störklappe **74**, die in einer oberen Fläche **76** des Tragflügels angeordnet ist. Pfeile **78, 80, 82** und **84** veranschaulichen eine Luftströmung in der Nähe der Störklappe **74**, die zeigen, wie Luft mit einer folgenden Abtriebskraft nach oben abgelenkt wird.

[0031] **Fig. 5** ist eine schematische Darstellung einer Seitenansicht eines Abschnittes eines Tragflügels **86** und einer nach vorn öffnenden Störklappe **88**, die in einer oberen Fläche **90** des Tragflügels positioniert ist. Pfeile **92, 94** und **96** veranschaulichen eine Luftströmung in der Nähe der Störklappe **88**.

[0032] **Fig. 4** zeigt, dass eine vertikale Störklappe **74** eine unmittelbare Veränderung des Momentes nach oben hervorruft, wohingegen bei einer abge-

schrägten und geneigten Fläche, wie in [Fig. 5](#) gezeigt wird, ein großer Teil der Luft abgelenkt wird, ohne dass sie nach oben geht. Das wird in [Fig. 5](#) gezeigt, wo der Pfeil 94 die Luft zeigt, die horizontal entweicht. Ein Luftwiderstand wird dennoch erzeugt, aber durch Neigen der Fläche wird die Luftströmung an einem Aufstauen vor der Störklappe gehindert, was die Luft nach oben und darüber hinweg wie eine vertikale Störklappe zwingen würde. Die Seitenablenkung kann nach außen oder nach innen erfolgen. Durch Auswählen einer Ablenkung nach außen erteilt die zur Seite geschleuderte Luft eine nach innen gerichtete Kraft, die ein Moment erzeugt, das in der gleichen Richtung wie das Moment infolge des Luftwiderstandes vorhanden ist. Durch Regulieren des Neigungswinkels kann die durch die sich nach vorn öffnende Störklappe erzeugte Abtriebskraft gegen die Auftriebskraft der Luft ausgeglichen werden, die sich vor der Störklappe staut.

[0033] Diese Erfindung ist speziell bei einem pfeilförmigen Nurflügelflugzeug anwendbar, weil dort keine Kraft nach unten in den Tragflügel zu verzeichnen ist. Normale abgesenkte Störklappen (vorn gelenkig angeordnet) werden eine Auftriebskraft erteilen, die das Flugzeug steigen lassen wird. Da diese Erfindung ein Giermoment ohne eine Auftriebs- oder Abtriebskraft liefert, kann sie für Tragflügel angewandt werden, wo die Enden hinter dem Schwerpunkt sind.

[0034] Um bei einem Modell das reine Gierverhalten der nach vorn öffnenden Störklappe zu demonstrieren, muss der veränderliche V-Form-Effekt der positiven Pfeilform überwunden werden. Anderenfalls wird das Gieren eine Querneigung erzeugen, die die unerwünschte Querneigung verdecken würde, die durch eine Abtriebskraft erzeugt wird. Die Wirkung der Pfeilform kann überwunden werden, indem das Modell mit dem Gewicht ohne der Tragflügel fliegt. Ein Modell wurde gebaut, und danach erfolgte ein Testflug mit einem Nullauftrieb, d.h., in einer ballistischen Flugbahn. Das gestattete das Auftreten des Gierens ohne Beeinflussung der Querneigung. Wenn das Modell bei einem Nullauftrieb eine Querneigung zeigte, musste das auf die unerwünschte Auftriebs- oder Abtriebskraft zurückgeführt werden.

[0035] Um jenen Test durchzuführen, wurde ein Fernsteuerungsschleudermodell mit einer einzelnen nur auf der Oberseite befindlichen nach vorn öffnenden Störklappe hergestellt. Diese wurde zu einem vorhandenen Modell hinzugefügt, das mit den normalen Steuerflächen ausgestattet war. Die normalen Steuerungen wurden zur Anwendung gebracht, um das Flugzeug nach dem ballistischen Flug zurückzubringen, damit es sicher landet. Die Flugbahn des Flugzeuges beim Start kann mit dem Auge als ballistisch beurteilt werden. Die Längsneigungstrimmung des Senders wurde reguliert, bis der gewohnte Bogen erreicht wurde. Genau vor dem Auftreffen auf

dem Erdboden wurde der Steuerknüppel für eine sanfte Landung zurückgezogen.

[0036] Ein Schutzkegel wurde vor der abgesenkten Störklappe bereitgestellt, um die Vorderkante der neuen Störklappe bündig mit der Außenhülle zu halten. Der Schutzkegel und die Störklappe könnten im Azimut gedreht oder sogar am Tragflügel für unterschiedliche Testflüge neu positioniert werden. In der Praxis würden sich die Flächen nicht den gleichen Platz auf dem Tragflügel teilen müssen.

[0037] Nach mehreren ballistischen Starts und nachfolgenden Rückholmanövern wurde ein Flug durchgeführt, wo nahe des Scheitels der Flugbahn die nach vorn öffnende Störklappe aufsprang. Ein Erfolg könnte gemessen werden, indem gesehen wird, dass sich die Fläche öffnet, ohne dass das Flugzeug eine Querneigung oder Längsneigung zeigt. Ein Neigungswinkel von etwa 50 Grad erzeugte ein reines Gieren.

[0038] Die abgesenkten Störklappen auf der oberen Fläche des Flugzeuges sind überhaupt nicht auf die Unterseite abgestimmt. Abgesenkte Störklappen und auf der Oberseite befindliche Steuerflächen wurden vorher verwendet, aber sie wurden alle gelenkig vorn angeordnet, oder sie erheben sich vertikal. Wenn diese konventionellen abgesenkten Störklappen auf der Oberseite der Pfeil- oder Deltatragflügel installiert werden, müssen sie durch abgesenkte Störklappen auf der Unterseite ausgeglichen werden. Eine nicht ausgeglichene Fläche hinten wird sowohl die Längsneigung als auch die Querneigung beeinflussen. Aber bei dieser Erfindung sind die Störklappen zur Giersteuerung selbstausgleichend. Die untere Außenhülle muss nicht irgendeine Steuerfläche darauf aufweisen, und es ist daher leichter, dass man zu einem niedrigen Radarquerschnitt gelangt.

[0039] Diese am Tragflügel montierte Giersteuerungsvorrichtung umfasst Störklappen, die gelenkig auf einer oberen Fläche montiert und mit Bezugnahme zur Längsachse des Flugzeuges geneigt sind. Ein Aufrichtmechanismus kann vorhanden sein, um ein Aufrichten der Störklappen zu bewirken. Während des Betriebes können die Störklappen selektiv aufgerichtet werden, um eine unausgeglichene Luftwiderstandskraft einem Tragflügel zu erteilen, wodurch das gewünschte Giermoment einem Flugzeug während des Fluges erteilt wird.

[0040] Das Erzeugen von Giermomenten ohne eine Abtriebskraft zeigt eine Anwendung bei pfeilförmigen Tragflügeln, wo die Enden hinter dem Schwerpunkt des Flugzeuges sind. Diese Erfindung bringt den Vorteil der Verringerung des Radarquerschnittes gegenüber traditionellen (vorn gelenkig angeordneten, nach hinten öffnenden) Störklappen, wo eine Störklappe auf der unteren Seite vorhanden sein

muss, um der durch die obere Störklappe erzeugten Abtriebskraft entgegenzuwirken. Diese Erfindung kann jedoch bei jedem Tragflügelgrundriss zur Anwendung gebracht werden.

[0041] Die Anwendung dieser Erfindung bei einem Pfeiltragflügel zeigt den Vorteil der schrägen Gelenklinie. Die entdeckte Erscheinung ist, dass eine nach vorn öffnende Störklappe einen Luftwiderstand ohne eine Veränderung beim Längsneigungsmoment erzeugt, so lange wie die Gelenklinie von der Senkrechten zum Luftstrom weggekippt wird. Der Neigungswinkel kann so sein, dass die Luft entweder weg von der Mittellinie oder in Richtung dazu ausgestoßen wird. Wenn die Fläche angehoben wird, erzeugt dieser Neigungswinkel eine Querkraft, die ebenfalls entweder in Richtung zur oder weg von der Mittellinie vorhanden ist. Es ist wichtig, sorgfältig auszuwählen, ob diese Kraft in Richtung zur oder weg davon vorhanden ist, basierend auf dem Pfeilformwinkel. Bei einem pfeilförmigen Tragflügel befindet sich die Steuerfläche nach hinten vom Schwerpunkt, und wenn die Gelenklinie schräg ist, so dass die Seitenkraft nach innen vorhanden ist, wird ein Moment erzeugt, das in der gleichen Richtung vorhanden ist wie das Moment, das durch den Luftwiderstand erzeugt wird. Mit der gleichen Art der Beweisführung, wenn der Tragflügel eine negative Pfeilform aufweist, ist ein Vorteil beim Neigen der Gelenklinie der Fläche zu verzeichnen, um die Luft nach innen auszustoßen. Wenn der Tragflügel geradlinig ist, muss die Gelenklinie dennoch weggekippt werden, aber es ist kein Vorteil beim Ausstoßen der Luft in beiden Richtungen zu verzeichnen. Nur die Luftwiderstandskomponente ist nützlich.

[0042] Während spezielle Ausführungen dieser Erfindung vorangehend für die Zwecke der Veranschaulichung beschrieben wurden, wird jenen Fachleuten klar werden, dass zahlreiche Veränderungen der Details der vorliegenden Erfindung vorgenommen werden können, ohne dass man von der Erfindung abweicht, wie sie in den als Anhang beigefügten Patentansprüchen definiert wird.

Patentansprüche

1. Flugzeug (10), das aufweist: einen ersten und zweiten Tragflügel (16, 18), die an entgegengesetzten Seiten einer Längsachse (12) positioniert sind; eine erste nach vorn öffnende Steuerfläche (38, 54), die mittels eines ersten Gelenkes an einer oberen Fläche (42) des ersten Tragflügels (16) befestigt ist; und eine zweite nach vorn öffnende Steuerfläche (40, 52), die mittels eines zweiten Gelenkes an einer oberen Fläche (42) des zweiten Tragflügels (18) befestigt ist; worin ein jedes von erstem und zweitem Gelenk mit Bezugnahme auf eine Richtung senkrecht zur Längsachse schräg ist;

dadurch gekennzeichnet, dass die erste nach vorn öffnende Steuerfläche (38, 54) an ihrer hinteren Kante (58) mittels des ersten Gelenkes an der oberen Fläche (42) des ersten Tragflügels (16) befestigt ist, dass die zweite nach vorn öffnende Störklappe (40, 52) an ihrer hinteren Kante (56) mittels des zweiten Gelenkes an der oberen Fläche des zweiten Tragflügels (18) befestigt ist, und dadurch, dass die erste und zweite nach vorn öffnende Steuerfläche bis zu verschiedenen Öffnungsgraden hochgestellt werden können, um verschiedene Luftwiderstandsgrößen zu erzeugen, wobei der Luftwiderstand seitlich von der Mittellinie verschoben wird, um verschiedene Größen des Giermomentes zu erzeugen.

2. Flugzeug nach Anspruch 1, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass: ein jedes von erstem und zweitem Gelenk unter einem Winkel von zwischen 20 und 50 Grad mit Bezugnahme auf eine Linie senkrecht zur Längsachse schräg ist.

3. Flugzeug nach Anspruch 1, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass: die erste nach vorn öffnende Steuerfläche eine im Wesentlichen rechteckige Form aufweist; und die zweite nach vorn öffnende Steuerfläche eine im Wesentlichen rechteckige Form aufweist.

4. Flugzeug nach Anspruch 1, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass: die erste nach vorn öffnende Steuerfläche und die zweite nach vorn öffnende Steuerfläche jeweils eine abgesenkte Störklappen(38, 40)steuerung mit einer Schräge zum Gelenk aufweisen, um beispielsweise das Gieren ohne Einbringen irgendeiner Auftriebs- oder Abtriebskraft zu steuern.

5. Flugzeug nach Anspruch 1, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass: ein jeder der Tragflügel eine im Wesentlichen geradlinige pfeilförmige Vorderkante umfasst.

6. Verfahren zur Bereitstellung einer Giersteuerung eines Flugzeuges (10), wobei das Flugzeug aufweist: eine erste nach vorn öffnende Steuerfläche (38) in einer oberen Fläche (42) eines ersten Tragflügels (16) des Flugzeuges, wobei die erste Steuerfläche mit Bezugnahme auf eine Längsachse (12) schräg ist und eine hintere Kante (58) umfasst, die mit dem ersten Tragflügel mittels eines ersten Gelenkes verbunden ist; und eine zweite nach vorn öffnende Steuerfläche (40) in einer oberen Fläche (42) eines zweiten Tragflügels (18) des Flugzeuges, wobei die zweite Steuerfläche mit Bezugnahme auf die Längsachse (12) schräg ist und eine hintere Kante (56) umfasst, die mit dem zweiten Tragflügel mittels eines zweiten Gelenkes verbunden ist; indem die erste und zweite Steuerfläche unterschied-

lich betätigt werden, um ein Giermoment zu erzeugen.

7. Verfahren nach Anspruch 6, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass:
ein jedes von erstem und zweitem Gelenk unter einem Winkel von zwischen 20 und 50 Grad mit Bezugnahme auf eine Linie senkrecht zu einer Längsachse schräg ist.

8. Verfahren nach Anspruch 6, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass:
die erste und zweite nach vom öffnende Steuerfläche bis zu verschiedenen Öffnungsgraden hochgestellt werden können, um verschiedene Luftwiderstandsgrößen zu erzeugen, wobei der Luftwiderstand seitlich von der Mittellinie verschoben wird, um verschiedene Größen des Giermomentes zu erzeugen.

9. Verfahren nach Anspruch 6, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass:
die erste nach vom öffnende Steuerfläche eine im Wesentlichen rechteckige Form aufweist; und
die zweite nach vorn öffnende Steuerfläche eine im Wesentlichen rechteckige Form aufweist.

10. Verfahren nach Anspruch 6, außerdem dadurch gekennzeichnet, dass:
die erste nach vorn öffnende Steuerfläche und die zweite nach vorn öffnende Steuerfläche jeweils eine abgesenkte Störklappe mit einer Schräge zum Gelenk aufweisen, um beispielsweise das Gieren ohne Einbringen irgendeiner Auftriebs- oder Abtriebskraft zu steuern.

Es folgen 2 Blatt Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

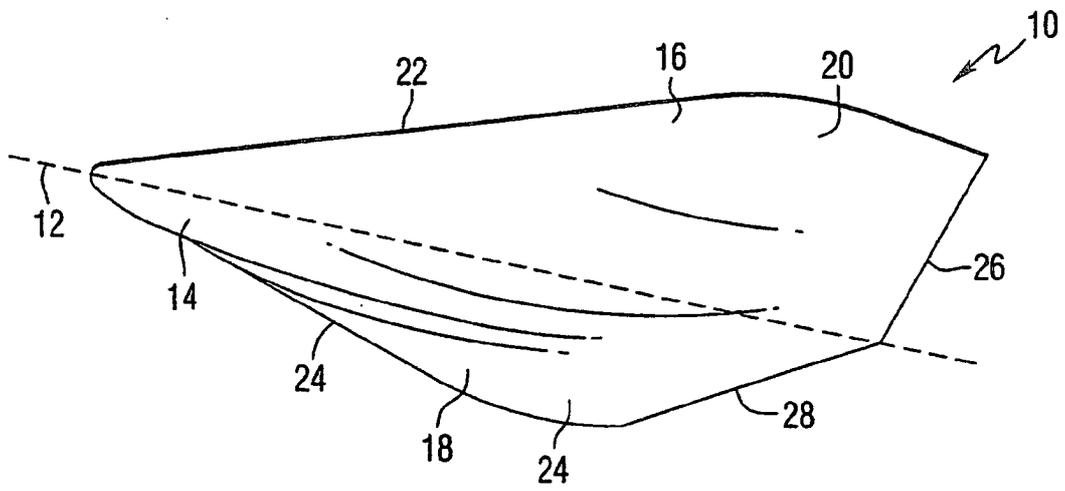


FIG. 1

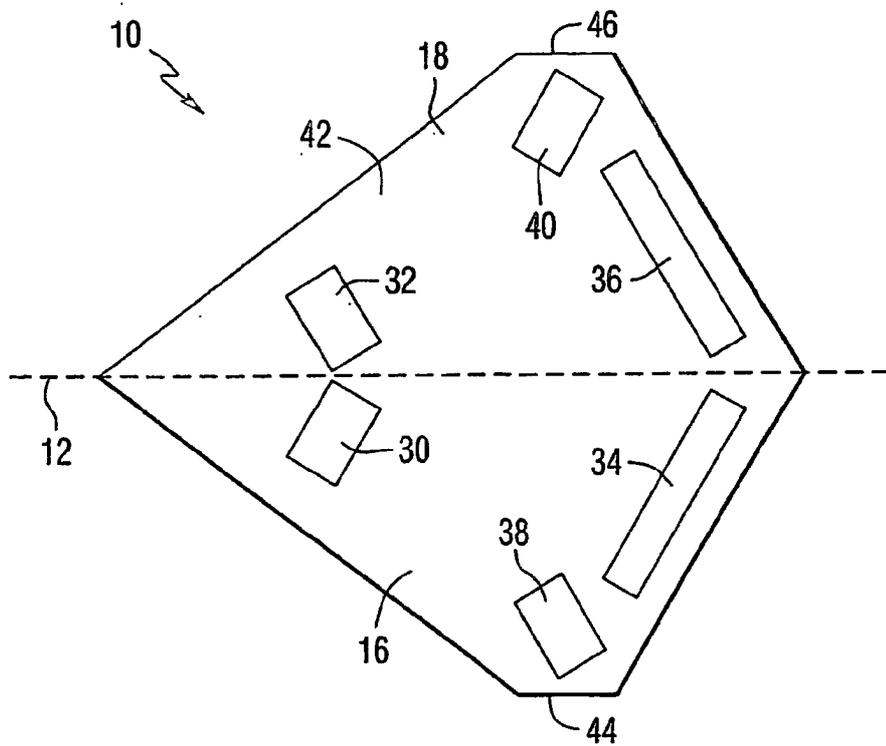


FIG. 2

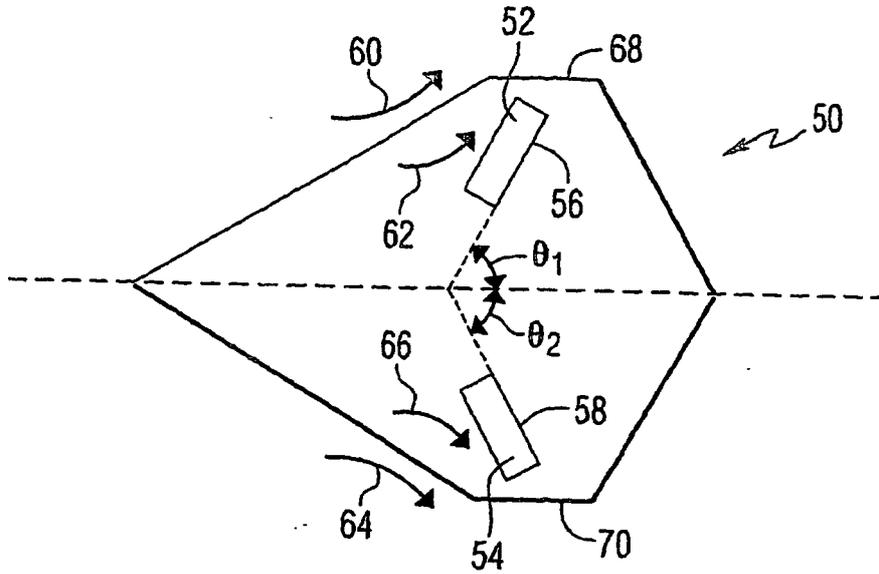


FIG. 3

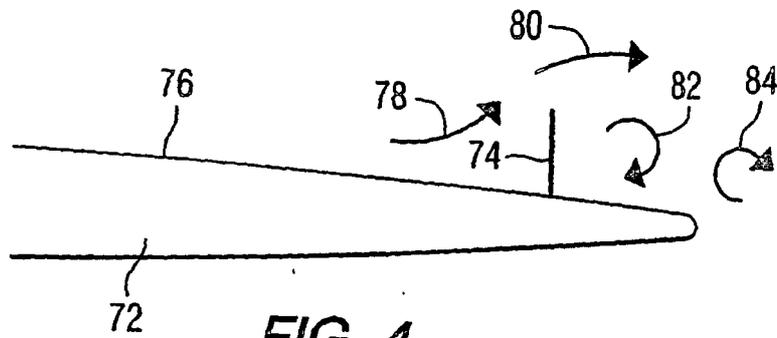


FIG. 4

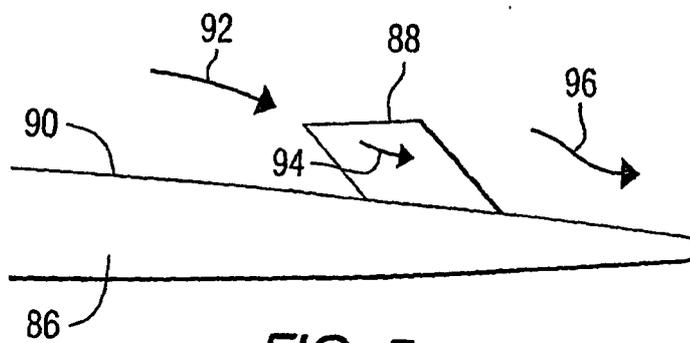


FIG. 5