



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64C 3/14 (2019.08)

(21)(22) Заявка: **2019105073, 22.02.2019**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
22.02.2019

Дата регистрации:
07.11.2019

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **22.02.2019**

(45) Опубликовано: **07.11.2019** Бюл. № 31

Адрес для переписки:
**115533, Москва, Нагатинская наб., 18, кв. 195,
Жуков Михаил Борисович**

(72) Автор(ы):
Жуков Михаил Борисович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Жуков Михаил Борисович (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: **RU 2436709 C2, 20.12.2011. RU
2207967 C2, 10.07.2003. EP 2216243 A2,
11.08.2010. US 20180057141 A1, 01.03.2018.**

(54) **Крыло летательного аппарата**

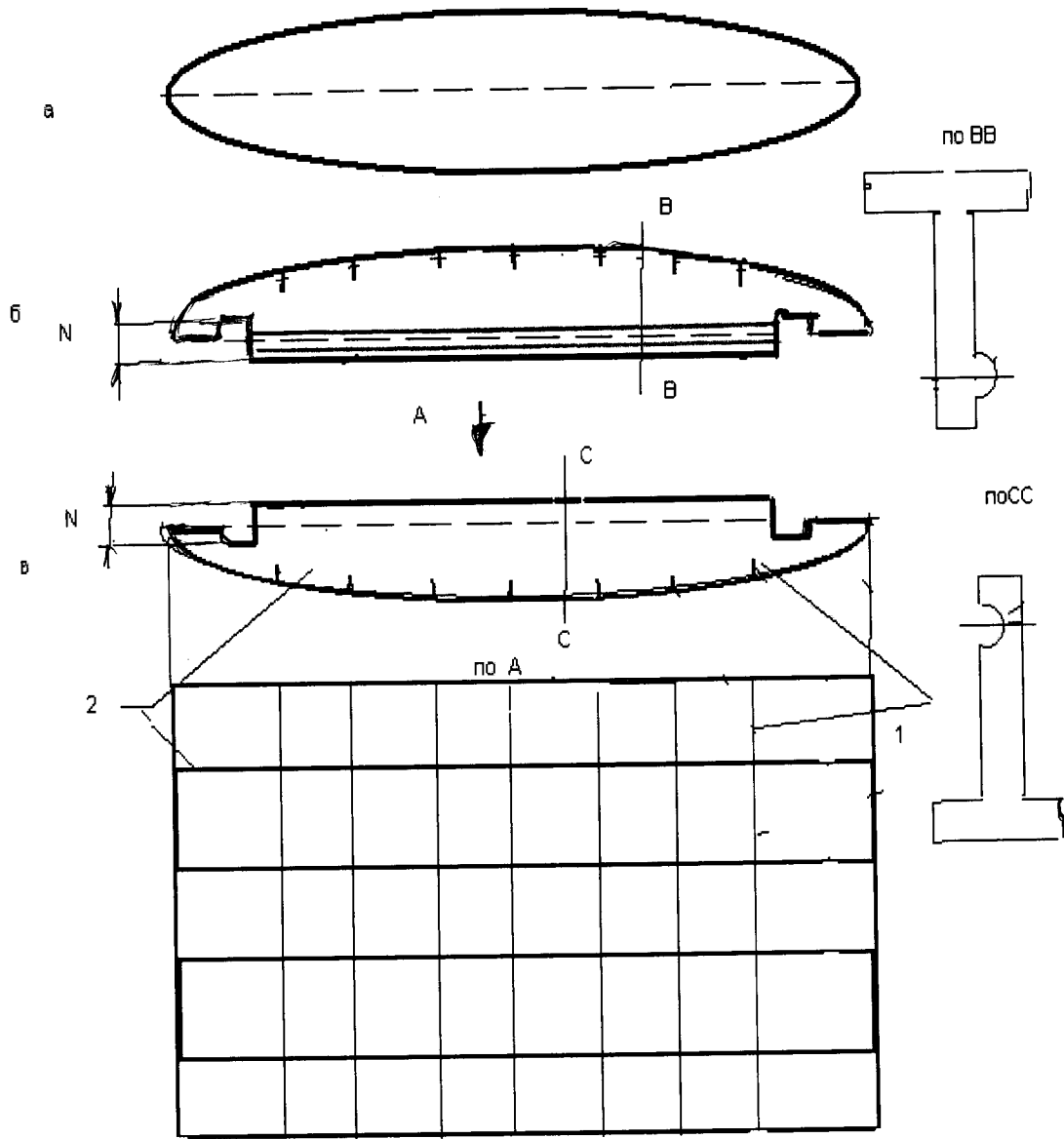
(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации и может быть использовано в летательных аппаратах, судах, конструкциях лопастей, строительных конструкциях и т.п. Крыло летательного аппарата содержит верхнюю и нижнюю панели. Панели выполнены вафельными и монолитными. Ребра поперечного набора панелей ориентированы по потоку. Они выступают над продольными ребрами с образованием нахлестки, достаточной для размещения на поперечных ребрах верхней панели выступов, входящих в соответствующие пазы на ребрах нижней панели. Благодаря этому верхняя панель имеет возможность смещения

(сдвиг) относительно нижней панели. При сдвиге на передней кромке крыла образуется отверстие для входа, а на задней кромке отверстие для выхода потока воздуха, образованного движением Л.А. При входе в крыло поток воздуха оказывает давление на внутреннюю поверхность панели крыла. При выходе из крыла поток так же оказывает давление на внутреннюю поверхность крыла, но с другим знаком. Созданный силами давления крутящий момент способен влиять на траекторию полета Л.А. Изобретение направлено также на упрощение системы механизации, уменьшение площади и веса крыла. 2 ил.

RU 2 705 503 C1

RU 2 705 503 C1



ФИГ. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64C 3/14 (2019.08)

(21)(22) Application: **2019105073, 22.02.2019**

(24) Effective date for property rights:
22.02.2019

Registration date:
07.11.2019

Priority:

(22) Date of filing: **22.02.2019**

(45) Date of publication: **07.11.2019** Bull. № 31

Mail address:

**115533, Moskva, Nagatinskaya nab., 18, kv. 195,
Zhukov Mikhail Borisovich**

(72) Inventor(s):

Zhukov Mikhail Borisovich (RU)

(73) Proprietor(s):

Zhukov Mikhail Borisovich (RU)

(54) **AIRCRAFT WING**

(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering and can be used in aircraft, ships, structures of blades, building structures, etc. Aircraft wing comprises upper and lower panels. Panels are waffle and monolithic. Ribs of the transverse set of panels are oriented along the flow. They protrude above the longitudinal ribs with formation of a lap sufficient for placement on the transverse ribs of the upper panel of ledges included in the corresponding slots on the ribs of the lower panel. Due to this, upper panel has the possibility of displacement (shift) relative to lower

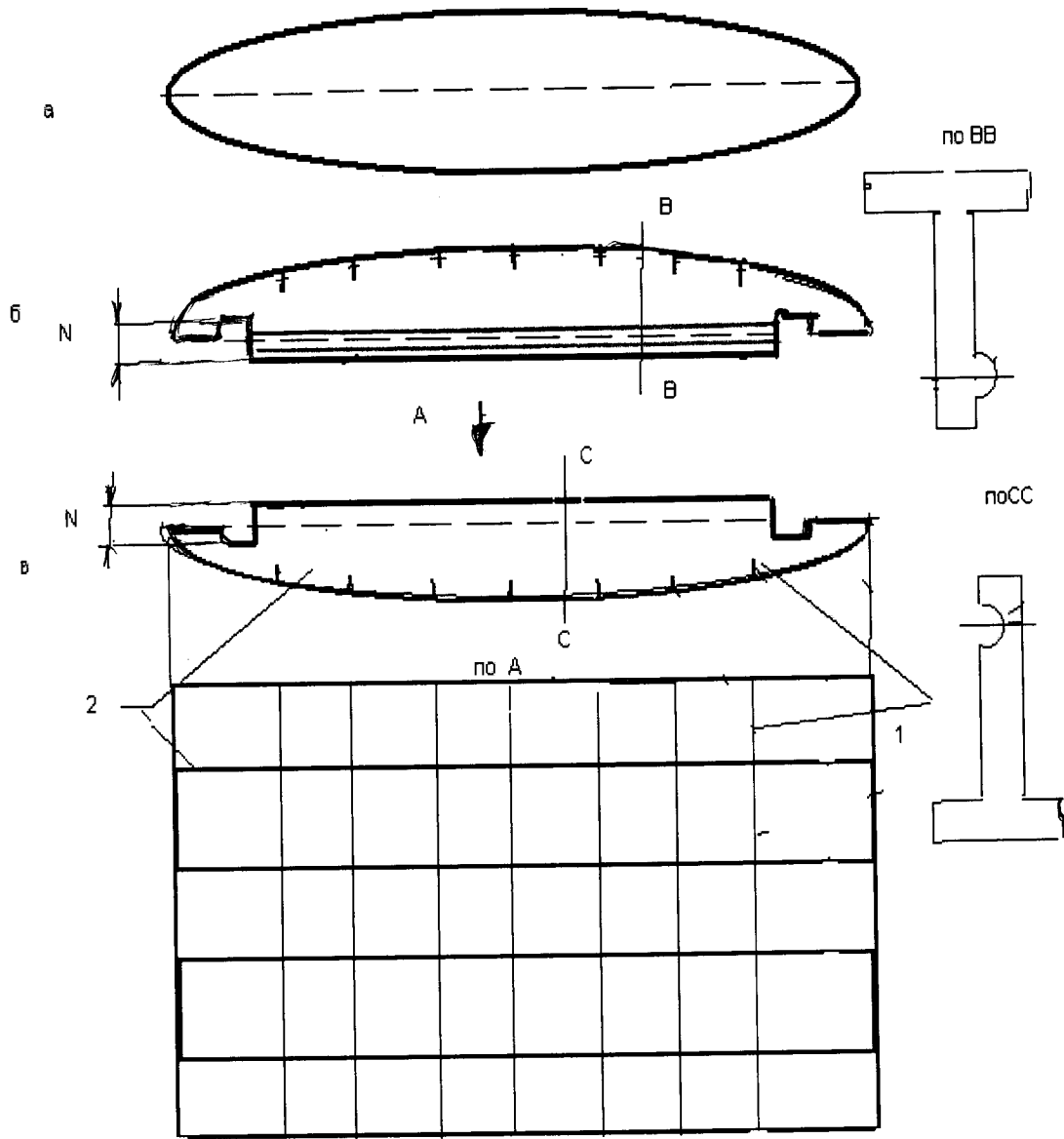
panel. At shift at front edge of wing there formed is hole for inlet, and on rear edge hole for air flow output, formed by movement of aircraft. At air inlet, air flow exerts pressure on inner surface of wing panel. When exiting the wing, the flow exerts pressure on the inner surface of the wing, but with a different sign. Torque created by pressure forces is able to influence flight trajectory of aircraft.

EFFECT: invention is also aimed at simplification of mechanization system, reduction of wing area and weight.

1 cl, 2 dwg

RU 2 705 503 C1

RU 2 705 503 C1



ФИГ. 1

Крыло летательного аппарата (Л.А.) относится к области авиатехники и может быть использовано в летательных аппаратах, судах, конструкциях лопастей и т.п.

Известен патент РФ 2436709 от 20.12.2011, где крыло Л.А. имеет переднюю кромку, кривизну плоских поверхностей, заднюю кромку, закрылки и разделено продольно на две части нижнюю и верхнюю, которые скреплены перемычками, а внутри сформирована полость, причем вдоль передней кромки крыла выполнена сквозная щель с функцией направления потока воздуха вдоль верхней внутренней полости области высокого давления через заднюю кромку, отличающееся тем, что входная щель расположена под некоторым углом к верхней стенке так, что воздушный поток проходит полость вдоль верхней стенки, прижимаясь к ней под действием центробежной силы с возможностью перекрытия ее подвижной заслонкой, а на задней кромке имеется выходная щель с закрылками, могущими перекрывать выходную щель, причем вдоль боковых стенок установлены винглеты, функцией которых является препятствие перетеканию воздуха от вертикальной стенки к нижней вдоль боковых стенок, а верхний край винглет установлен на уровне нижней границы воздушного потока проходящего через полость.

Недостатком указанного технического решения является неопределенность расположения сквозной щели по отношению к верхней стенке полости («под некоторым углом».) Тем самым, «функция направления потока вдоль верхней внутренней полости к области высокого давления» так же не определена. Управление траекторией полета Л.А., выполняют, главным образом, средствами механизации крыла, которые взаимодействуют с воздушными потоками, омывающими наружные поверхности нижней и верхней панелей.

Средства механизации содержат большое количество деталей, занимают (30-40)% площади крыла и до 30% массы крыла. Средства механизации на современном самолете по данным (1) являются «сложнейшей системой».

С целью повышения эффективности управления траекторией полета Л.А. конструкция крыла летательного аппарата содержит две основные детали: верхнюю и нижнюю панели. Панели выполнены вафельными и монолитными с ребрами поперечного набора, ориентированными по потоку и выступающими над продольными ребрами с образованием нахлестки, достаточной для размещения в средней части крыла на поперечных ребрах верхней панели выступов, входящих в соответствующие пазы на ребрах нижней панели и с возможностью смещения верхней панели относительно нижней.

При смещении верхней панели относительно нижней открывается доступ воздуху внутрь крыла по его размаху в зоне передней кромки и выхода наружу в зоне задней кромки. Поток входит внутрь воздухопроводов. Воздуховоды получены соединением панелей после размещения выступов на ребрах верхней панели в пазах на ребрах нижней панели.

Поток контактирует с внутренней поверхностью панели с оказанием на нее давления. Геометрия поверхности задана чертежом. На выходе из крыла наружу, воздушный поток меняет свое направление Угол выхода потока из крыла задается чертежом и близок к прямому углу.

Таким образом, возникают активные силы на передней кромке крыла и реактивные силы на задней кромке крыла. Эти силы разного знака, создают крутящий момент, который может быть использован в качестве средства для изменения траектории движения Л.А. Величина крутящего момента зависит от величины сдвига верхней панели относительно нижней. Когда сдвиг равен нулю, крыло функционирует как

обычное крыло.

В качестве привода сдвига панелей могут быть использованы механические, электрические, пневматические, гидравлические и др. источники получения движения деталей.

5 Для того чтобы не создавать дополнительного сопротивления прохождению потока воздуха внутри крыла и на выходе, ребра поперечного набора ориентированы по основному потоку, (верхний и нижний потоки воздуха, омывающие крыло, а также поток воздуха, идущего внутри крыла через воздухопроводы, получены путем разделения основного потока воздуха и являются его частями)

10 Крыло работает на изгиб и кручение, поэтому выбор вафельного набора ребер, подкрепляющих обшивку, крыла оптимален.

Сравнительная простота предложенного технического решения позволит сократить количество деталей, входящих в механизацию крыла, упростить систему механизации, уменьшить площадь и вес крыла.

15 В результате анализа известных технических решений при проведении патентных исследований, заявитель не обнаружил технических решений с признаками, сходными с отличительными признаками заявляемого решения, а потому совокупность упомянутых существенных признаков позволяет считать предложенную полезную модель крыла в качестве востребованной части летательного аппарата.

20 Техническое решение поясняется на фигурах 1 и 2..

На фиг. 1 а) Профиль крыла самолета.

б) Верхняя панель, которая вписывается в профиль крыла

в) Нижняя панель, которая вписывается в профиль крыла.

Стрелка «А» указывает на вафельный набор из продольных (1) и поперечных (2)

25 ребер жесткости.

Пунктир - осевая линия для паза и выступа. N - размер нахлестки.

Выступ в поперечном ребре верхней панели, сеч. ВВ. Паз в поперечном ребре нижней панели, сеч. СС.

30 При соединении панелей выступ входит в паз, чем обеспечивается направляющий сдвиг верхней панели относительно нижней. На следующей паре поперечных ребер выступ и паз размещают зеркально относительно первой пары и т.д.

Места сопряжения панелей (паз и выступ) вынесены в среднюю часть крыла к нейтральной линии, где рабочие напряжения минимальны. Количество воздухопроводов в настоящем крыле равно количеству поперечных ребер жесткости минус один.

35 На фиг. 2 а) показан сдвиг «К» верхней панели относительно нижней, (слева направо) В результате сдвига открываются в крыле отверстия по передней и задней кромкам крыла. В первое отверстие входит воздушный поток, далее протекающий по воздухопроводу. Реакцию внутренней поверхности панели на давление потока обозначим P1.

40 Поток воздуха выходит из воздухопроводов крыла наружу, Поток оказывает давление на внутреннюю поверхность панели силой P2, Таким образом, возникают активные силы на передней кромке крыла P1 и реактивные силы на задней кромке крыла P2. Эти силы разного знака создают крутящий момент, который может быть использован в качестве средства для изменения траектории движения Л.А.

45 Момент поворачивает крыло на угол «» и Л.А. идет на снижение.

На фиг. 2 б) показан сдвиг «М» верхней панели относительно нижней.

Сдвиг направлен в противоположную сторону (справа налево)

В результате сдвига открываются в крыле отверстия. В первое отверстие входит

поток, реакцией на который со стороны крыла служит сила P3. Поток выходит из воздуховода крыла наружу. Реакцией со стороны крыла на поток служит сила P4.

Таким образом, возникают активные силы на передней кромке крыла P3 и реактивные силы на задней кромке крыла P4. Эти силы разного знака создают крутящий момент, который может быть использован в качестве средства для изменения траектории движения Л.А. Крутящий момент поворачивает крыло на угол « β ». Л.А. идет на взлет.

При определенных условиях, когда панели вафельные и соединены между собой без промежуточных деталей, такие крылья оказываются более технологичными и самыми выгодными в весовом отношении.

1) Литература.

Г. Житомирский «Конструкция самолетов.» Машиностроение 1995 г. Стр 148

(57) Формула изобретения

Крыло летательного аппарата, содержащее верхнюю и нижнюю панели, отличающееся тем, что с целью повышения эффективности управления траекторией полета панели выполнены вафельными и монолитными с ребрами поперечного набора, ориентированными по потоку и выступающими над продольными ребрами с образованием нахлестки, достаточной для размещения в средней части крыла на поперечных ребрах верхней панели выступов, входящих в соответствующие пазы на ребрах нижней панели и с возможностью сдвига верхней панели относительно нижней.

25

30

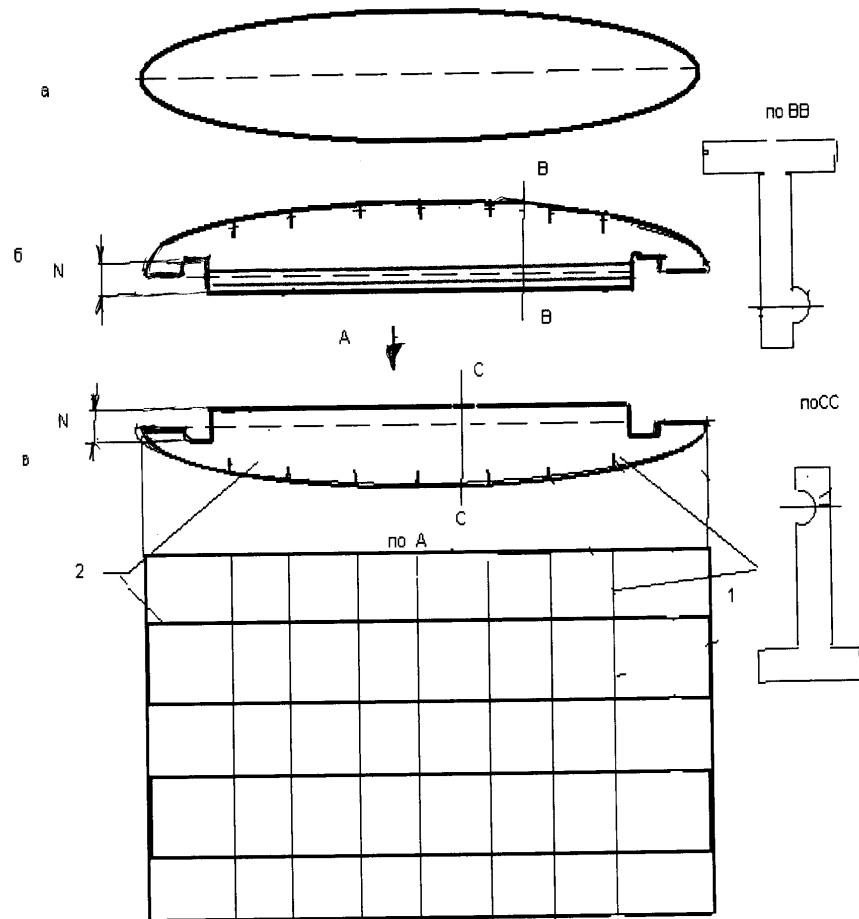
35

40

45

1

ФИГ. 1



2

ФИГ. 2

