



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(51) МПК  
**B64C 21/10** (2006.01)  
**B64C 3/30** (2006.01)

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(21)(22) Заявка: **2009127202/11**, **14.07.2009**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**14.07.2009**

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **14.07.2009**

(45) Опубликовано: **27.02.2011** Бюл. № 6

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2072942 C1**, **10.02.1997**. **GB 1281899 A**, **19.07.1972**. **US 2969207 A**, **24.01.1961**. **US 4725021 A**, **16.02.1988**.

Адрес для переписки:

**630090**, г.Новосибирск, ул. Институтская, 4/1,  
Институт теоретической и прикладной  
механики им. С.А. Христиановича  
Сибирского отделения Российской академии  
наук (ИТПМ СО РАН)

(72) Автор(ы):

**Зверков Илья Дмитриевич (RU)**,  
**Козлов Виктор Владимирович (RU)**,  
**Крюков Алексей Владимирович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

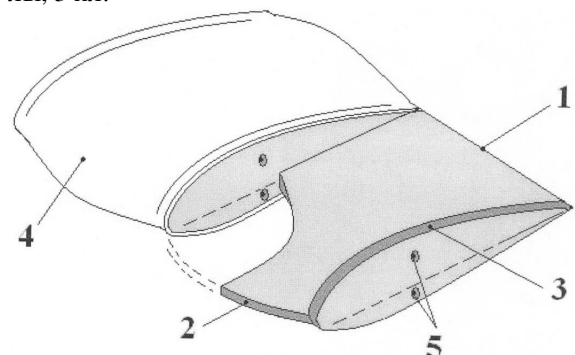
**Институт теоретической и прикладной  
механики им. С.А. Христиановича  
Сибирского отделения Российской академии  
наук (ИТПМ СО РАН) (RU)**

**(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ И НЕСУЩАЯ ПОВЕРХНОСТЬ**

(57) Реферат:

Группа изобретений относится к области аэродинамики. Несущая поверхность содержит изменяемый герметичный отсек с клапанами для подачи или отсоса воздуха. Поверхность выполнена из эластичной оболочки, закрепленной на жестком каркасе с возможностью изменения конфигурации. На участках, не подкрепленных каркасом, оболочка может деформироваться внутрь или наружу, изменяя конфигурацию всей несущей поверхности. Способ управления аэродинамическими характеристиками характеризуется использованием несущей поверхности. Группа изобретений направлена

на повышение эффективности управления аэродинамическими характеристиками. 2 н.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,  
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.  
**B64C 21/10** (2006.01)  
**B64C 3/30** (2006.01)

**(12) ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2009127202/11, 14.07.2009**

(24) Effective date for property rights:  
**14.07.2009**

Priority:

(22) Date of filing: **14.07.2009**

(45) Date of publication: **27.02.2011 Bull. 6**

Mail address:

**630090, g.Novosibirsk, ul. Institutskaja, 4/1,  
Institut teoreticheskoy i prikladnoj mekhaniki  
im. S.A. Khristianovicha Sibirskogo otdelenija  
Rossijskoj akademii nauk (ITPM SO RAN)**

(72) Inventor(s):

**Zverkov Il'ja Dmitrievich (RU),  
Kozlov Viktor Vladimirovich (RU),  
Krjukov Aleksej Vladimirovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Institut teoreticheskoy i prikladnoj mekhaniki  
im. S.A. Khristianovicha Sibirskogo otdelenija  
Rossijskoj akademii nauk (ITPM SO RAN) (RU)**

**(54) METHOD OF CONTROLLING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF BEARING SURFACE, AND BEARING SURFACE**

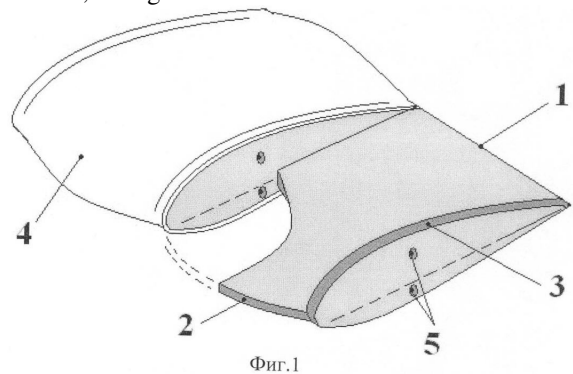
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering. Bearing surface comprises variable tight compartment with air feed or suck-off valves. Said surface is made from elastic envelopment secured on stiff carcass to vary configuration. Sections not supported by carcass, allow envelopment inward or outward deformation to vary the shape of entire bearing configuration. Proposed method comprises using aforesaid bearing surface.

EFFECT: higher efficiency of control.

2 cl, 3 dwg



RU 2 4 1 2 8 6 4 C 1

RU 2 4 1 2 8 6 4 C 1

Изобретение относится к области аэродинамики и гидродинамики и может найти применение для улучшения обтекания поверхности летательных аппаратов, автомобилей, кораблей, лопастей ротора ветроэнергетической установки, а также для управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности, например летательного аппарата.

Существует ряд способов управления структурой течения на аэродинамических несущих поверхностях, например летательных аппаратов.

Классическое управление летательным аппаратом осуществляется с помощью местного изменения кривизны несущей поверхности (крыла). В случае изменения угла крена элероны отклоняются на углы, противоположные по знакам, создавая момент крена, при изменении угла тангажа отклоняется руль высоты, меняя кривизну, и, как следствие, меняя подъемную силу на горизонтальном оперении, которая в свою очередь создает момент тангажа, аналогично происходит управление углом рысканья. Изменение подъемной силы основной несущей аэродинамической поверхности осуществляется отклонением предкрылков и закрылков.

Во всех указанных случаях для обеспечения отклонения элементов управления летательного аппарата необходима сложнейшая система приводов, направляющих, узлов крепления и усилений, что неизбежно ведет к усложнению конструкции и увеличению веса аппарата в целом.

При классической системе органов управления возникают негативные эффекты от щелевых элементов, например наличие щелей между крылом и элероном увеличивает сопротивление и стимулирует срыв потока, к тому же профиль получается с резкими изменениями кривизны (изломами), что негативно влияет на его аэродинамические характеристики.

Известен способ управления отрывом потока на обтекаемой несущей поверхности /патент RU №2328411, МПК В64С 21/10, 2006 г./, который включает механическое воздействие на вихревое течение, возникающее в зоне отрыва. Воздействие осуществляют с помощью перегородок и выдува воздуха из щелевидных отверстий, расположенных на обтекаемой поверхности вдоль потока.

Недостатком данного способа является дополнительные энергетические затраты на выдув воздуха из щелевидных отверстий, расположенных на обтекаемой поверхности вдоль потока.

Известно устройство /патент RU №2128601, МПК В64С 21/10, 1997 г./, в котором для управления обтеканием аэродинамической несущей поверхности используется устройство - регулятор положения точки отрыва потока, предназначенный для создания завихрений в пограничном слое и определения места отрыва потока от поверхности. Турбулизатор представляет выдвижной стержень, выступающий за обшивку тела в набегающий поток. Выдвижение турбулизатора регулируется для создания оптимального спектра обтекания.

Недостатком применения выдвижных турбулизаторов является механическая сложность конструкции и увеличение лобового сопротивления при их выдвижении.

Известна несущая поверхность /патент RU №2294300, МПК В64С 21/10, 2005 г./, где для увеличения критических углов атаки на несущей поверхности предложено сформировать волнистость с определенными параметрами. Применение волнистости значительно увеличивает критические углы атаки с несущественным увеличением лобового сопротивления. Однако при постоянной волнистости невозможно управление структурой течения, так же как невозможен подбор оптимальной волнистости при изменяющихся режимах обтекания.

Существует способ изменения кривизны несущей поверхности (в данном конкретном случае крыла) с более плавными переходами - это так называемое адаптивное крыло /патент RU №1762488, МПК В64С 3/48, 1990 г./, однако система управления и особенности конструктивного решения также чрезвычайно усложняют конструкцию и увеличивают вес, к тому же протяженные во времени процессы изменения кривизны делают управление достаточно инерционным, что неприемлемо для быстро изменяющихся условий полета.

Задачей изобретения является повышение эффективности управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности, например крыла летательного аппарата.

Поставленная задача решается благодаря тому, что управление осуществляют за счет изменения конфигурации эластичной, адаптируемой к конкретным условиям полета оболочки несущей поверхности, при подаче или отсосе воздуха через клапаны герметичных секций, размещенных внутри несущей поверхности вдоль всей ее длины. Воздух в герметичные секции может быть подан или откачан в любой комбинации и последовательности.

Несущая поверхность выполнена из эластичной оболочки, закрепленной на жестком каркасе с возможностью изменения своей конфигурации, посредством герметичных секций с клапанами для подачи или отсоса воздуха, расположенных между эластичной оболочкой и жестким каркасом по всей несущей поверхности, так что эластичная оболочка на участках, не подкрепленных каркасом, может деформироваться внутрь или наружу, изменяя конфигурацию всей несущей поверхности.

Преимуществом предложенного технического решения является то, что оно позволяет существенно упростить конструкцию аэродинамической несущей поверхности и, как результат, эксплуатацию летательного аппарата без ухудшения маневренности. Особенность предложенного способа управления и устройства заключается в следующем: силовые элементы состоят из жесткого силового набора: лонжероны, нервюры, шпангоуты и гибкая эластичная обшивка закреплена жестко к контурным силовым элементам, вся площадь разделена на герметичные секции, отвечающие за определенный процесс в управлении летательного аппарата. Каждая секция связана пневмотрассой с воздушным компрессором, который может быть установлен в корпусе летательного аппарата. Секции связаны между собой управляемыми клапанами для возможности объединения в блоки с целью увеличения эффективности управления. Управление осуществляется посредством перепада давления в секциях. При разряжении на поверхности будет «впадина» при нагнетании - «горб», тем самым изменяя «среднюю» кривизну профиля несущей поверхности и, как следствие, значение и направление подъемной силы, что и обеспечит возникновение необходимых сил и моментов, т.е. изменит аэродинамические характеристики несущей поверхности летательного аппарата.

Также образование горбов и или впадин в районе передней кромки крыла будет влиять на величину критического угла атаки крыла, что также может быть использовано как средство управления летательным аппаратом.

Указанные признаки не выявлены в других технических решениях при изучении уровня данной области техники и, следовательно, решение является новым и имеет изобретательский уровень

На фиг.1 схематично изображена часть несущей поверхности; на фиг.2 - среднее продольное сечение секции несущей поверхности; на фиг.3 - мидельное сечение секции

несущей поверхности.

Несущая поверхность содержит жесткий каркас 1, состоящий из продольного 2 и поперечного 3 силового набора, эластичной оболочки 4 образующих в совокупности систему герметичных секций, соединенных управляемыми клапанами 5.

На фиг.2 показано продольное сечение секции на участке с неподкрепленной оболочкой:  $P_0$  - внешнее давление,  $P_1$  - давление в верхней части секции,  $P_2$  - давление в нижней части секции. При  $P_1=P_2=P_0$  контур верхней части эластичной обшивки 6 и нижней части эластичной обшивки 7 совпадает соответственно с верхним контуром 8 и нижним контуром 9 поперечного силового элемента 3. При  $P_1 \neq P_0$  и  $P_2 \neq P_0$  контуры верхней части обшивки 6 и нижней части 7 будут отличны от контуров 8 и 9 соответственно поперечного силового элемента 3.

Фиг.3 - мидельное сечение секции несущей поверхности в случае, когда  $P_1 > P_0$ ,  $P_2 < P_0$  с образованием горба 10 и впадины 11.

Управление аэродинамическими характеристиками несущей поверхности осуществляется следующим образом. С помощью пневматической системы (не показано) и управляемых клапанов 5 (см. фиг.1) в выбранной секции либо комбинации секций создается необходимый перепад давления, тем самым эластичная оболочка 4 образует горб 10 либо впадину 11.

#### Пример 1

Рассмотрим, к примеру, крыло летательного аппарата при взлете. На летательном аппарате с классической системой управления с целью сокращения дистанции взлета отклоняют либо выпускают закрылки и предкрылки, чтобы изменить кривизну профиля и тем самым увеличить коэффициент подъемной силы, однако при этом существенно растет и коэффициент лобового сопротивления. В случае взлета летательного аппарата с крылом, выполненным по схеме, предложенной несущей поверхности, во все верхние секции крыла воздух нагнетается, образуя горбы, а из нижних отсасывается, образуя впадины. Вследствие этого изменяется средняя кривизна профиля крыла, что в свою очередь приводит к увеличению коэффициента подъемной силы.

#### Пример 2

Рассмотрим случай, когда необходимо максимально уменьшить сопротивление, например, с целью ускоренного пикирования. При создании разрежения во всех секциях появляются впадины, что приводит к уменьшению мидельного сечения всего крыла и, как следствие, к уменьшению сопротивления. Используя различные комбинации секций и перепадов давления возможно создание необходимых моментов крена, тангажа и рысканья и, как следствие, эффективное управление летательным аппаратом.

#### Источники информации

1. Патент RU №2328411, МПК В64С 21/10, 2006 г.
2. Патент RU №2128601, МПК В64С 21/10, 1997 г.
3. Патент RU №2294300, МПК В64С 21/10, 2005 г.
4. Патент RU №1762488, МПК В64С 3/48, 1990 г.- прототип.

#### Формула изобретения

1. Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности, например крыла летательного аппарата, посредством изменения конфигурации несущей поверхности при подаче или отсосе воздуха через клапаны герметичного отсека, отличающийся тем, что управление осуществляют посредством создания

перепада давления между секциями несущей поверхности, изменяя при этом конфигурацию эластичных поверхностей герметичных секций по всей несущей поверхности.

5 2. Несущая поверхность, например крыло летательного аппарата, содержащая  
изменяемый герметичный отсек с клапанами для подачи или отсоса воздуха,  
отличающаяся тем, что поверхность выполнена из эластичной оболочки,  
закрепленной на жестком каркасе с возможностью изменения своей конфигурации,  
образуя при этом герметичные секции с клапанами для подачи или отсоса воздуха так,  
10 что эластичная оболочка на участках, не подкреплённых каркасом, может  
деформироваться внутрь или наружу, изменяя конфигурацию всей несущей  
поверхности.

15

20

25

30

35

40

45

50

