



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2005108143/11, 22.03.2005

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
22.03.2005

(43) Дата публикации заявки: 10.09.2006

(45) Опубликовано: 27.02.2007 Бюл. № 6

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: RU 2128601 C1, 10.04.1999. US 4913381  
A, 03.04.1990. US 4736912 A, 12.04.1988.Адрес для переписки:  
630090, г.Новосибирск, ул. Институтская, 4/1,  
ИТПМ СО РАН

(72) Автор(ы):

Зверков Илья Дмитриевич (RU),  
Занин Борис Юрьевич (RU),  
Козлов Виктор Владимирович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

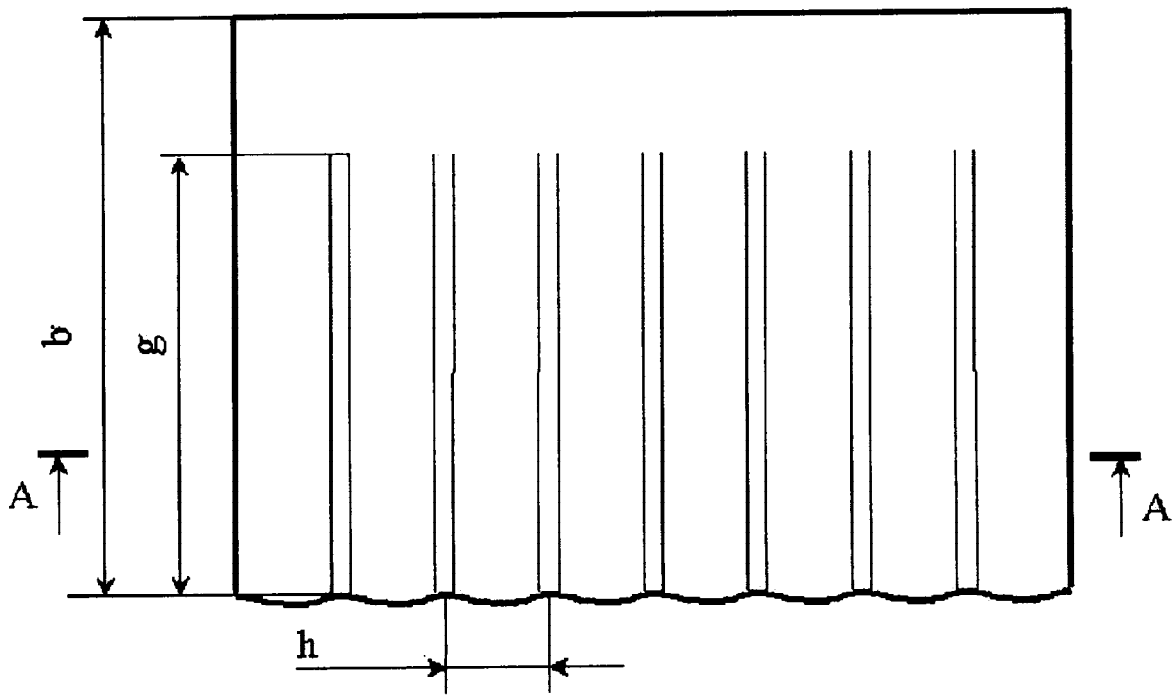
Институт теоретической и прикладной механики  
СО РАН (ИТПМ СО РАН) (RU)

## (54) НЕСУЩАЯ ПОВЕРХНОСТЬ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации.  
Несущая аэродинамическая поверхность имеет по  
размаху обе волнистые стороны в виде горбов и  
впадин. Параметры волнистости: период  
волнистости  $h=5\pm 30\%$  от хорды, относительная  
удвоенная амплитуда  $f=1\pm 5\%$  от хорды,

протяженность участка с волнистой поверхностью  
вдоль хорды  $g=15\pm 85\%$ , начиная от передней  
кромки, а остальная часть поверхности выполнена  
гладкой. Горбы и впадины волнистости на обеих  
сторонах несущей поверхности относительно  
хорды профиля совпадают по фазе. Технический  
результат - повышение аэродинамического  
качества. 3 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,  
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.

**B64C 21/10** (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**(21), (22) Application: **2005108143/11, 22.03.2005**(24) Effective date for property rights: **22.03.2005**(43) Application published: **10.09.2006**(45) Date of publication: **27.02.2007 Bull. 6**

Mail address:

**630090, g.Novosibirsk, ul. Institutskaja,  
4/1, ITPM SO RAN**

(72) Inventor(s):

**Zverkov Il'ja Dmitrievich (RU),  
Zanin Boris Jur'evich (RU),  
Kozlov Viktor Vladimirovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Institut teoreticheskoy i prikladnoj  
mekhaniki SO RAN (ITPM SO RAN) (RU)**

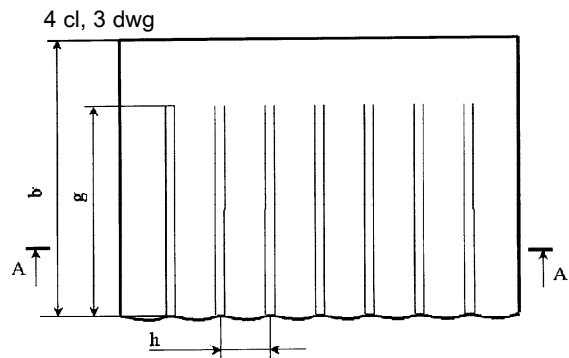
**(54) LIFTING SURFACE**

(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: proposed aerodynamic lifting surface has both sides which are wavy in span in form of humps and cavities. Parameters of waviness: waviness period  $h=5-30\%$  of chord, relative doubled amplitude  $f=1-5\%$  of chord, length of wavy surface section along chord  $g=15-85\%$  beginning with front edge; the remaining surface is smooth. Humps and cavities on both sides of lifting surface relative to profile chord coincide in phase.

EFFECT: improved aerodynamic efficiency.



Фиг. 1

Изобретение относится к области авиации и ветроэнергетики и может найти применение в качестве аэро- или гидродинамической поверхности, создающей подъемную силу, например крыло самолета, лопасть вертолета или лопасть ротора ветроэнергетической установки.

5 Известен самолет с крылом в форме пластины, равномерной по профилю, заостренной спереди. На верхней поверхности пластины установлены продольные ребра, образующие горизонтальные волнообразные каналы (Патент RU №2190557, МКИ В 64 С 21/10).

Недостатком самолета с описанным выше крылом является низкое аэродинамическое качество и малый критический угол атаки крыла, при котором происходит срыв потока.

10 Наиболее близким прототипом к предлагаемому техническому решению является крыло, описанное в патенте RU №2128601, где способ управления срывом потока на аэродинамической поверхности прямого крыла осуществляется за счет изменения условий обтекания на этой поверхности за счет выдвигающихся элементов, установленных вдоль всего размаха крыла.

15 Это позволяет управлять отрывным течением на поверхности крыла. То есть при выдвигении выступов на больших углах атаки крыла устраняется срыв потока с передней кромки и таким образом увеличивается критический угол атаки крыла, до которого оно сохраняет свои несущие свойства.

Однако данное решение имеет недостатки. Так как на малых углах атаки крыла выступы мешают оптимальному обтеканию, их приходится убирать внутрь крыла, что усложняет его конструкцию.

Предлагаемое техническое решение - несущая поверхность с волнистостью по размаху в виде горбов и впадин - позволяет оптимально воздействовать на срыв потока и увеличивать подъемную силу, например, крыла самолета.

25 Исследования показали, что крыло с волнистой по размаху поверхностью имеет большие критические углы атаки и большее аэродинамическое качество по сравнению с крылом с гладкой поверхностью с таким же профилем при дозвуковом обтекании.

Чтобы реализовать это преимущество на крыльях других летательных аппаратов, а так же на лопастях воздушных винтов, предлагается выполнять несущую поверхность

30 волнистой по размаху, в виде горбов и впадин. Задачей изобретения является повышение аэродинамического качества несущей поверхности и увеличение критического угла атаки.

Поставленная задача решается благодаря тому, что обе стороны несущей поверхности выполнены волнистыми по размаху в виде горбов и впадин, причем параметры

35 волнистости задают со следующим соотношением: период волнистости  $h=5\div 30\%$  от хорды; относительная удвоенная амплитуда  $f=1\div 5\%$  от хорды; протяженность участка с волнистой поверхностью вдоль хорды  $g=15\div 85\%$ , начиная от передней кромки, а остальная часть поверхности выполнена гладкой.

Положение горбов и впадин волнистости на обеих сторонах несущей поверхности

40 относительно хорды профиля могут быть выполнены совпадающими по фазе или с произвольным сдвигом.

Параметры волнистости на обеих сторонах несущей поверхности относительно хорды

45 профили могут быть выполнены одинаковыми или различными. Конфигурацию горбов и впадин волнистости задают любой формы. 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 показана секция волнистой несущей поверхности. На фиг.2 показаны разновидности мидельного сечения А-А несущей поверхности.

50 На фиг.3 показано трехмерное изображение крыла.

Несущая поверхность, создающая подъемную силу, может быть изготовлена по любой технологии, которая применяется для создания крыльев самолета, лопастей вертолета и воздушных винтов ветроэнергетических установок. Профили несущей поверхности

выбираются с учетом ее назначения и условия работы. Суть изобретения заключается в том, чтобы придать несущей поверхности, начиная от передней кромки и заканчивая расстоянием  $g=15\div 85\%$  по хорде несущей поверхности, волнистость по всему размаху (фиг.1). Параметры волнистости должны лежать в следующих пределах: период волнистости  $h=5\div 30\%$  от хорды (фиг.1, 2), относительная удвоенная амплитуда  $f=1\div 5\%$  от хорды (фиг.2), протяженность участка с волнистой поверхностью  $g$  может составлять, начиная от передней кромки от 15 до 85%, далее волнистая поверхность плавно переходит в гладкую. Остальная часть поверхности выполняется гладкой (фиг.1). Такая форма несущей поверхности позволяет увеличить ее критические углы атаки и аэродинамическое качество при дозвуковом обтекании.

#### Формула изобретения

1. Аэродинамическая поверхность, например крыло самолета, отличающаяся тем, что обе поверхности выполнены волнистыми по размаху в виде горбов и впадин и имеют параметры волнистости: период волнистости  $h=5\div 30\%$  от хорды; относительная удвоенная амплитуда  $f=1\div 5\%$  от хорды; протяженность участка с волнистой поверхностью вдоль хорды  $g=15\div 85\%$ , начиная от передней кромки, при этом форма профиля волнистости выполнена любой конфигурации, а остальная часть поверхности выполнена гладкой.

2. Аэродинамическая поверхность по п.1, отличающаяся тем, что положения горбов и впадин на обеих ее сторонах относительно хорды профиля совпадают по фазе.

3. Аэродинамическая поверхность по п.1 или 2, отличающаяся тем, что параметры волнистости на обеих поверхностях относительно хорды профиля выполнены одинаковыми.

4. Аэродинамическая поверхность по п.1 или 2, отличающаяся тем, что параметры волнистости на обеих поверхностях относительно хорды профиля выполнены различными.

30

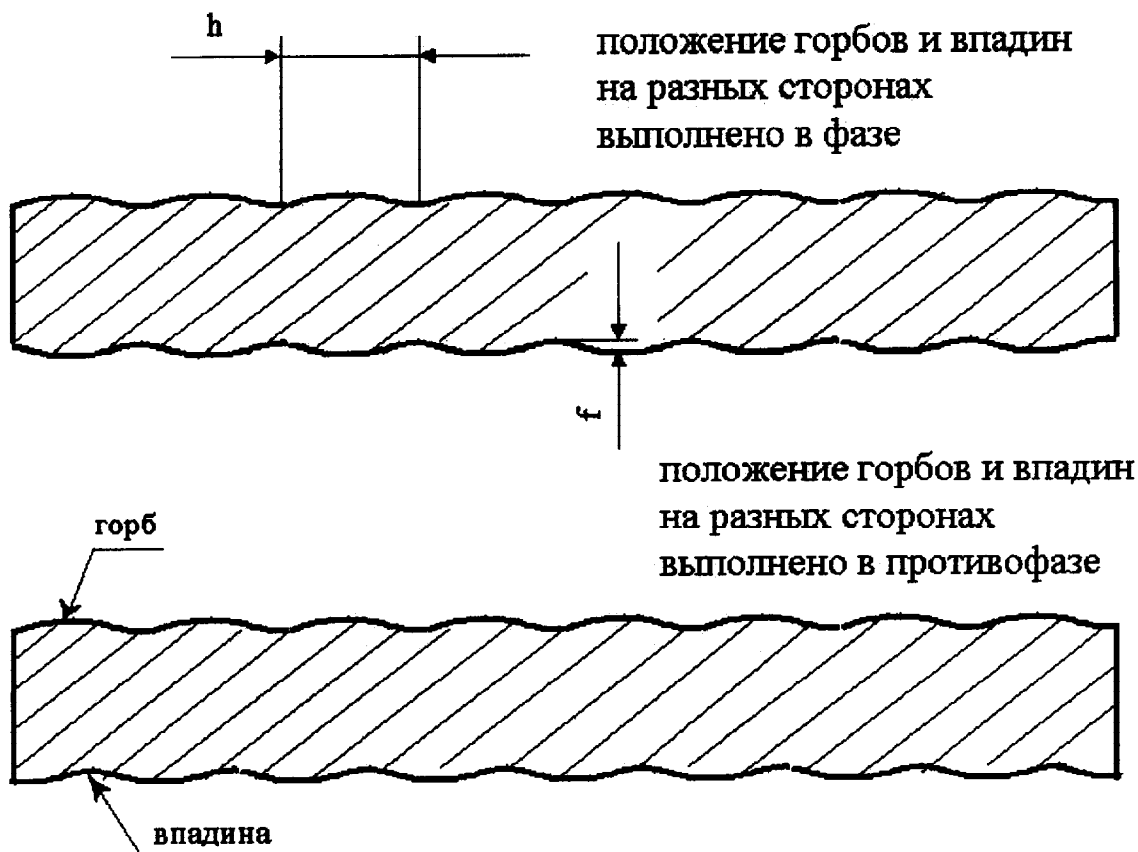
35

40

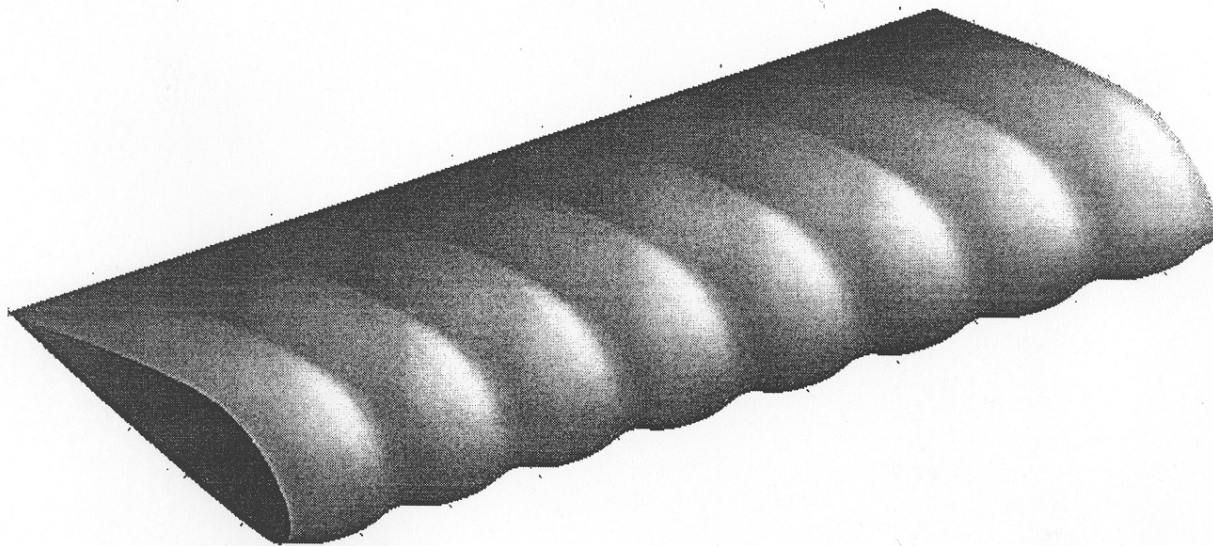
45

50

A-A



Фиг. 2



Фиг.3