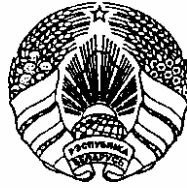


# ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(12)

РЕСПУБЛИКА БЕЛАРУСЬ



НАЦИОНАЛЬНЫЙ ЦЕНТР  
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ  
СОБСТВЕННОСТИ

(19) ВУ (11) 6791

(13) С1

(51)<sup>7</sup> В 64С 23/00,  
F 15D 1/10

(54)

## СПОСОБ СНИЖЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(21) Номер заявки: а 20000700

(22) 2000.07.21

(46) 2005.03.30

(71) Заявитель: Белорусский националь-  
ный технический университет (ВУ)

(72) Авторы: Зверховский Юрий Ефимович;  
Кадемик Роман Сергеевич (ВУ)

(73) Патентообладатель: Белорусский националь-  
ный технический университет (ВУ)

(57)

Способ снижения сопротивления летательного аппарата путем подачи газа в окружающее пространство из носовой части вперед в виде струи с давлением, выше давления окружающей среды, **отличающийся** тем, что используют струю высокотемпературного газа высокого давления для разрезания набегающего уплотненного воздушного потока и создания вакуумного тоннеля, диаметр которой составляет не более 0,01 диаметра передней оконечности летательного аппарата.

(56)

RU 2107010 C1, 1998.

FR 2783499 A1, 2000.

ВУ 960343, 1998.

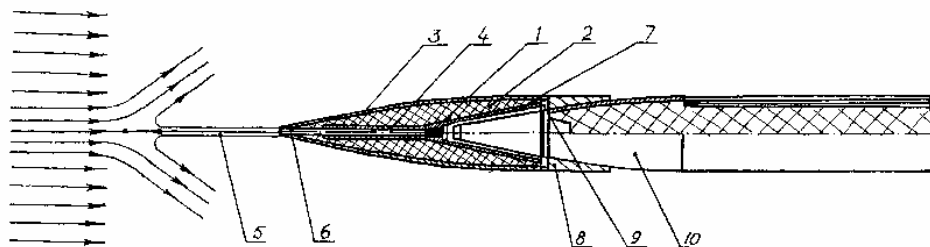
SU 906203 A1, 1995.

SU 1520957 A1, 1995.

SU 1166561 A1, 1995.

DE 3916007 C1, 1990.

WO 84/03265 A1.



ВУ 6791 С1

# ВУ 6791 С1

Изобретение относится к авиационной технике и может быть использовано в конструкциях летательных аппаратов для улучшения их аэродинамических характеристик при высоких скоростях полета в плотных слоях атмосферы.

Известен способ снижения сопротивления летательного аппарата [1] путем разрезания набегающего потока с помощью поликлинового проникателя Ведерникова, который улучшает аэродинамические коэффициенты при сверхзвуковых скоростях полета.

Недостатком известного способа является то, что при его использовании не наблюдается существенного эффекта управления пограничным слоем и уменьшения аэродинамического сопротивления проникателя при его устойчивости.

За прототип принят способ снижения сопротивления летательного тела [2], который осуществляется путем подачи струи из носовой части вперед для образования потока, плавно смыкающегося на теле. Снижение сопротивления осуществляется за счет восстановления давления на задней части тела, где поток плавно смыкается.

Недостатком прототипа является трудоемкость осуществления и недостаточно эффективное снижение аэродинамического сопротивления летательного тела, так как оно испытывает высокое лобовое давление набегающего потока.

Задачей, решаемой изобретением, является снижение аэродинамического сопротивления, что в свою очередь будет способствовать увеличению скорости летательного аппарата.

Для решения поставленной задачи в способе снижения сопротивления летательного аппарата путем подачи газа в окружающее пространство из носовой части вперед в виде струи с давлением, выше давления окружающей среды, используют струю высокотемпературного газа высокого давления для разрезания набегающего уплотненного воздушного потока и создания вакуумного тоннеля, диаметр которой составляет не более 0,01 диаметра передней оконечности летательного аппарата.

Для осуществления предложенного способа устройство для снижения сопротивления содержит в носовой части систему подачи высокотемпературного газа высокого давления вперед в виде струи.

При подаче из носовой части летательного аппарата высокотемпературного газа высокого давления наблюдается тепловое разрезание (разрыв сплошности) набегающего уплотненного воздушного потока, создается тоннель, что снижает лобовое сопротивление.

Высокотемпературная струя - это тепловая резка набегающего уплотненного воздушного потока, которая производится посредством концентрированного переноса тепла в струе с помощью, например, сгорания топливной шашки при высокой температуре и давлении. Длина ядра пламени (струи) должна быть максимальной и зависит от условий движения летательного аппарата (рабочее давление в струе не более 4 Мпа). Диаметр струи определяется в зависимости от диаметра передней оконечности летательного аппарата  $D_1$  и равен не более 0,01  $D_1$ .

Для осуществления предлагаемого способа снижения сопротивления необходимо для существующих летательных аппаратов изготовить небольшой баллистический наконечник с топливной шашкой (насадку) для снижения сопротивления или при изготовлении предусмотреть в носовой части место для топливной шашки.

На чертеже показан общий вид устройства для осуществления предлагаемого способа.

Устройство содержит расположенную в носовой части летательного аппарата систему подачи вперед в виде струи высокотемпературного газа высокого давления.

При поджоге воспламенителем 1 топливной шашки 2, которая находится за обшивкой 3 и бронировкой 4 топливной шашки, высокотемпературные газы высокого давления устремляются вперед в виде струи 5 через сопло 6 в окружающую среду. Они будут разрезать (разрывать сплошность) набегающего уплотненного воздушного потока, создавая разреженный тоннель и снижая лобовое сопротивление. Реактивная тяга струи такого диаметра будет менее 5 % от общей реактивной тяги основного двигателя. Снижается лобовое сопротивление летательного аппарата, а скорость возрастает. С помощью предохранительного

# ВУ 6791 С1

конуса 7, опорной обечайки 8, фиксатора 9 устройство для снижения сопротивления крепится к корпусу летательного аппарата 10.

Таким образом, разрезающая высокотемпературная струя в носовой части летательного аппарата, создающая разреженный вакуумный тоннель впереди аппарата, позволяет при реактивном двигателе той же мощности развить летательному аппарату в плотных слоях атмосферы большую скорость (более чем в 2 раза).

## Источники информации:

1. А.с. СССР 1826415, МКИ В 64 С 23/00, G 01 М 9/00. - Оpubл. 27.08.1995. // Бюл. № 24.
2. Седов Л.И. Механика сплошной среды: В 2-х т., т. 2. - М.: Наука, 1984. - С. 560.