

Улучшение аэродинамических характеристик летательных аппаратов

© А.И. Хлупнов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Проведен обзор открытых отечественных патентов и авторских свидетельств, позволяющих улучшить аэродинамические характеристики летательных аппаратов. Патенты также можно разделить на две группы: в первой группе улучшение характеристик достигается за счет изменения внешней геометрии головной части, а во второй – за счет активного воздействия на параметры потока, обтекающего летательный аппарат.

Ключевые слова: *летательный аппарат, аэродинамические характеристики, аэродинамическое качество, лобовое сопротивление, коническое тело, головной обтекатель, несущая поверхность, пограничный слой.*

Патенты на устройства и способы улучшения аэродинамических характеристик летательных аппаратов в основном содержатся в рубриках В64С21/00 (Управление пограничным слоем с целью изменения аэродинамических характеристик летательных аппаратов) и В64С23/00 (Способы и устройства для изменения аэродинамических характеристик летательных аппаратов, не отнесенные к другим группам).

Традиционно улучшение аэродинамических характеристик летательных аппаратов осуществлялось за счет оптимизации формы поверхности. Чаще всего это связано с выбором геометрии головной части, обеспечивающей уменьшение волнового сопротивления.

В [1] на боковой поверхности головного обтекателя, выполненного в виде оболочки в форме конуса или параболоида либо их комбинации с плавным переходом в цилиндрическую форму, размещены винтовые каналы переменного сечения, образующие винтовое ребрение оболочки (рис. 1). Это позволяет уменьшить плотность теплового потока и аэродинамические потери на поверхности обтекателя. Наличие на поверхности обтекателя винтовых конических или параболических каналов переменного сечения обеспечивает поток у поверхности обтекателя в форме винтового вихря как течения с наименьшим сопротивлением, например смерч-винтовой вихрь между атмосферными зонами с разным давлением.

Для уменьшения реогазодинамических коэффициентов при до- и сверхзвуковом движении в воздухе [2] и при проникновении в воду внешняя форма тела l выполнена в виде тела вращения со степенной зависимостью продольного контура носовой поверхности,

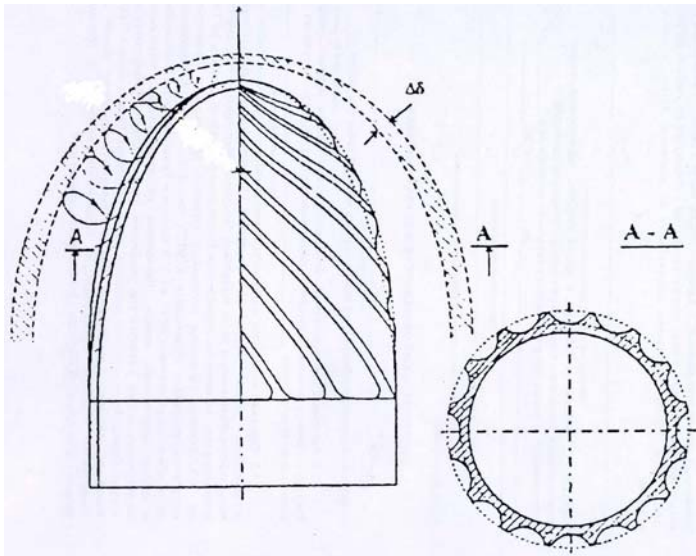


Рис. 1. Головной обтекатель с винтовыми каналами
($\Delta\delta$ – толщина пограничного слоя)

параллельной основанию, и шарообразным телом 5 в носовой части (рис. 2). Клиновидные элементы 6 расположены на теле 1 и имеют сечение в виде ромба или чечевицы. На цилиндрической части 2 тела 1 находятся полусферические 3 и донная 4 выемки. В носовой части тела 1 есть поперечная канавка для кавитационного обтекания при движении в воде. Шарообразное тело 5, выполненное из тяжелых или ферромагнитных материалов, улучшает устойчивость полета и подхода к стальной преграде. На рис. 3 приведены зависимости $X_k/X_{пу}$ (X_k – сопротивление эквивалентного конуса, $X_{пу}$ – сопротивление предложенного устройства) от угла атаки для чисел $M = 4$ и $M = 0,1$, относительного удлинения $\lambda_n = 0,5$ или $\lambda_n = 2,2$ и различных относительных затуплений 0,4 и 0,2. Эти зависимости показывают, что сопротивление во всех случаях уменьшается.

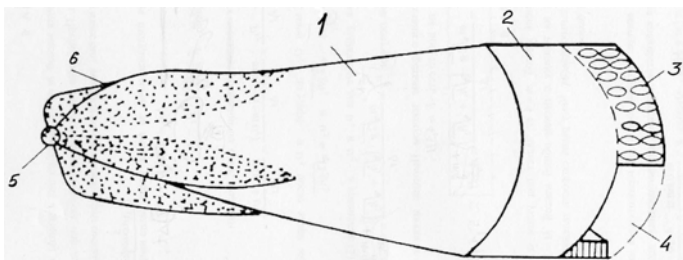


Рис. 2. Летательный аппарат с клиновидными элементами

В [3] аэродинамические характеристики летательных аппаратов повышаются за счет установки головного обтекателя, имеющего коническую носовую часть 1, цилиндрический отсек 3, задний переходник

5 последней ступени 6 ракеты-носителя (рис. 4). Обтекатель снабжен проницаемыми (пористыми) обечайкой 2 и вставкой 4, демпфирующими колебания давления в зонах отрыва потока, что позволяет снизить

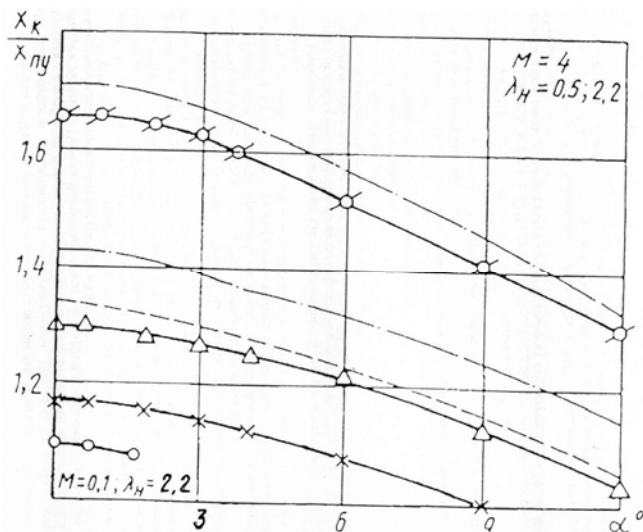


Рис. 3. Сравнение сопротивления конического летательного аппарата и летательного аппарата с клиновидными элементами

аэродинамические, особенно нестационарные, нагрузки, на головную часть ракеты-носителя, вызванные пульсациями давления в отрывных зонах, которые возникают за изломами образующих поверхности обтекателя, преимущественно при трансзвуковых скоростях. Данный вариант имеет биконическую носовую часть, причем у первого конуса угол полураствора составляет $25 \dots 35^\circ$, а у второго — $13 \dots 25^\circ$. Длина первого конуса равна $0,2 \dots 0,25$ общей длины носовой части, а длина и обечайки, и вставки — не менее $0,11$ длины цилиндрического отсека. Общая длина данного отсека превышает его диаметр не менее чем в $1,11$ раза. На переходнике могут быть выполнены разделительные ребра из проницаемого или гасящего пульсации давления материала. Наружная поверхность вставки и обечайки выполнена из пористой резины или пьезоактивного материала.

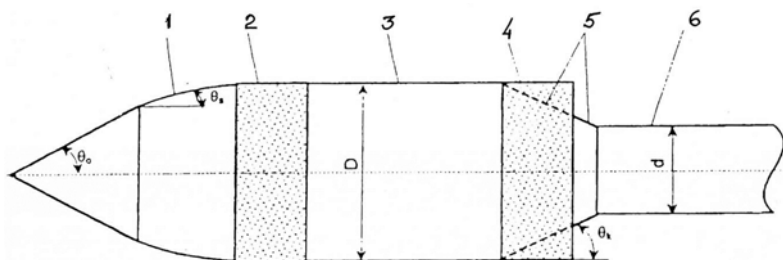


Рис. 4. Головной обтекатель с пористыми вставками

В настоящее время основное внимание уделяется активным методам воздействия на обтекание высокоскоростных летательных аппаратов, позволяющим не только стабилизировать пограничный слой, но и формировать желаемый режим течения в выбранной области на поверхности летательного аппарата.

В [4] предложен способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности путем изменения конфигурации несущей поверхности при подаче или отсосе воздуха через клапаны герметичного отсека. При этом управление осуществляют посредством создания перепада давления между секциями несущей поверхности за счет изменения конфигурации эластичных поверхностей герметичных секций по всей несущей поверхности (рис. 5). Крыло содержит жесткий каркас, состоящий из горизонтального 1 и вертикального 3 силового набора, эластичной оболочки 4, которые в совокупности образуют систему герметичных секций 2, соединенных управляемыми клапанами 5. Эластичная оболочка на участках, не подкреплённых каркасом, может деформироваться внутрь или наружу, изменяя конфигурацию всей несущей поверхности. Управление аэродинамическими характеристиками несущей поверхности осуществляется с помощью пневматической системы и управляемых клапанов. При уменьшении давления образуется впадина, а при увеличении – горб. В результате изменяется не только кривизна профиля, но и аэродинамические характеристики профиля.

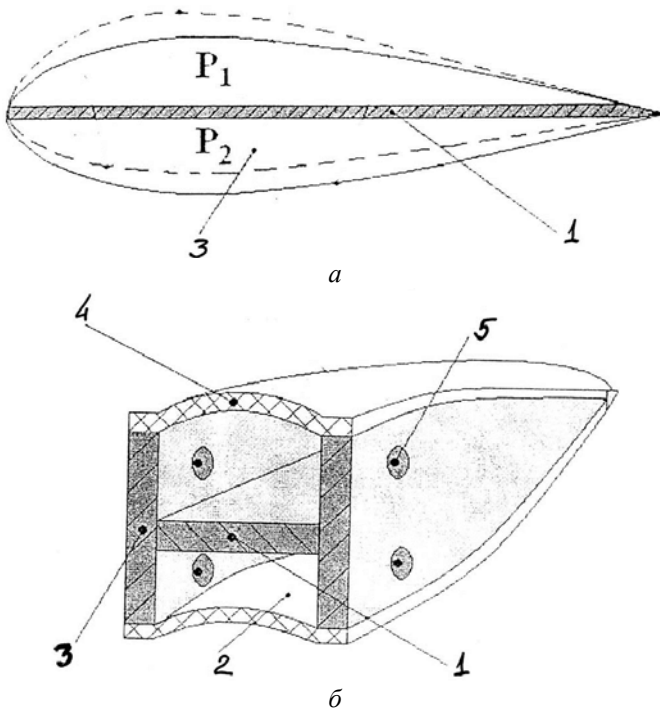


Рис. 5. Деформируемая несущая поверхность:
a – поперечное сечение; *б* – разрез секции

В [5] для предотвращения отрыва пограничного слоя на крыле 1 расположены заподлицо с его поверхностью пары электродов и магнитов 2, полюса которых смонтированы между каждой парой электродов, размещенных под участками поверхности из изоляционного материала 3 (рис. 6). Каждая пара электродов подключена к независимому источнику напряжения 4, а расстояние между ними выбирается из условия зажигания электрического заряда. Поле магнита и электрический разряд при взаимодействии создают объемную силу Лоренца, действующую в направлении потока, ускоряя пограничный слой и затягивая его отрыв от поверхности крыла.

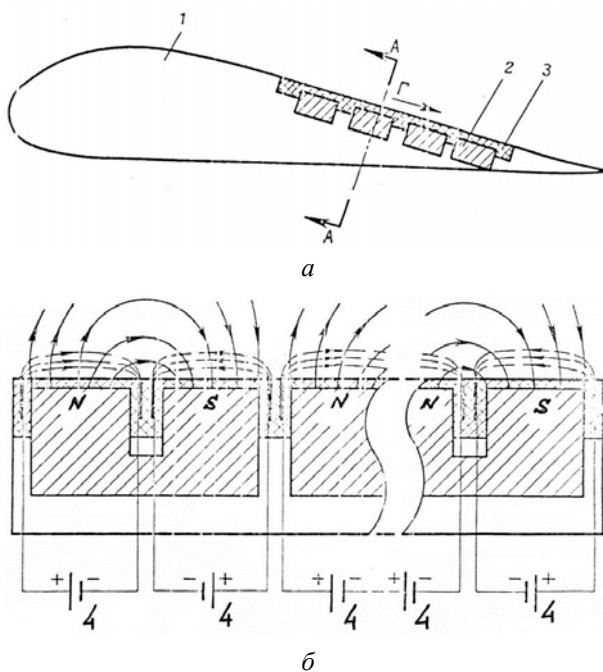


Рис. 6. Крыло с управлением пограничным слоем:

а – поперечное сечение крыла; *б* – сечение А-А

Способ управления обтеканием летательного аппарата на основе подачи в область перед носовой частью лучистой энергии из емкости, расположенной в его корпусе, посредством струи газа с высокой поглощающей способностью подводимого излучения предложен в [6]. Подвод лучистой энергии осуществляют посредством лазера, луч которого фокусируют в точке, размещенной перед носовой частью летательного аппарата, в эту же точку направляют струю поглощающего излучение газа. Луч лазера фокусируют в точке, расположенной в ударном слое между поверхностью летательного аппарата и головным скачком уплотнения, или в точке, расположенной в пограничном слое на поверхности летательного аппарата. Из емкости с рабочим

телом 1 через электропневмоклапан 2, трубопроводы 3 и два отверстия 8 в носовой части, выполненные симметрично относительно продольной оси, по команде от блока управления 4 в набегающий поток вдувают струи газа (рис. 7). После вдува газа от блока управления 4 подается сигнал на включение бортового лазера 5, излучение которого с помощью оптической системы 6 фокусируют в точке M и который проходит через иллюминатор 7. Вдуваемый газ поглощает часть энергии лазерного излучения, что приводит к искривлению линий тока и перераспределению газодинамических параметров на поверхности обтекаемого тела.

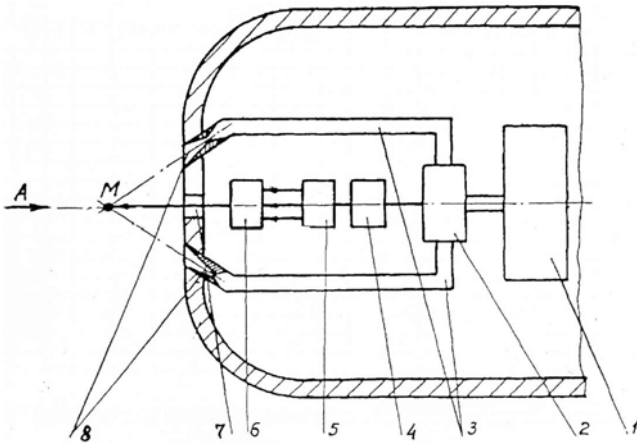


Рис. 7. Управление обтеканием летательного аппарата

Для управления пограничным слоем используют элементы, выполненные в виде высокочувствительных нано- или микротрубок, которые размещены на подложке под углом к потоку в пределах $0...180^\circ$. При этом воздействие на пограничный слой ведут в импульсно-периодическом тепловом режиме [7]. На подложке трубки расположены попарно рядами друг за другом на линиях тока (рис. 8). Одна из трубок пары является генератором импульсно-периодического теплового воздействия, а другая – датчиком регистрации параметров пограничного слоя. Использование нано- или микротрубок позволяет расширить частотный диапазон воздействия на пограничный слой и повысить эффективность управления слоем. Трубки имеют нанометровую толщину токопроводящей стенки, вследствие чего масса трубки ничтожна мала и во много раз меньше, чем любой нагревательный элемент тех же габаритных размеров, поскольку теплоотвод от нагретой трубки осуществляется только вдоль линии соприкосновения трубки с подложкой и по токоподводящим дорожкам нанометровой толщины. Этими потоками можно пренебречь в отличие от пленочного нагревательного элемента. Отмеченные различия позволяют вводить в поток тепловые возмущения высокой частоты, что невозможно

сделать иным способом. Трубки могут быть взаимозаменяемыми и выполнять функцию генератора или датчика. Это позволяет варьировать область введения возмущений, например вводить их сразу несколькими рядами микротрубок. Главное условие расположения трубки-генератора 2 и трубки-датчика 3 – их нахождение на линиях тока,

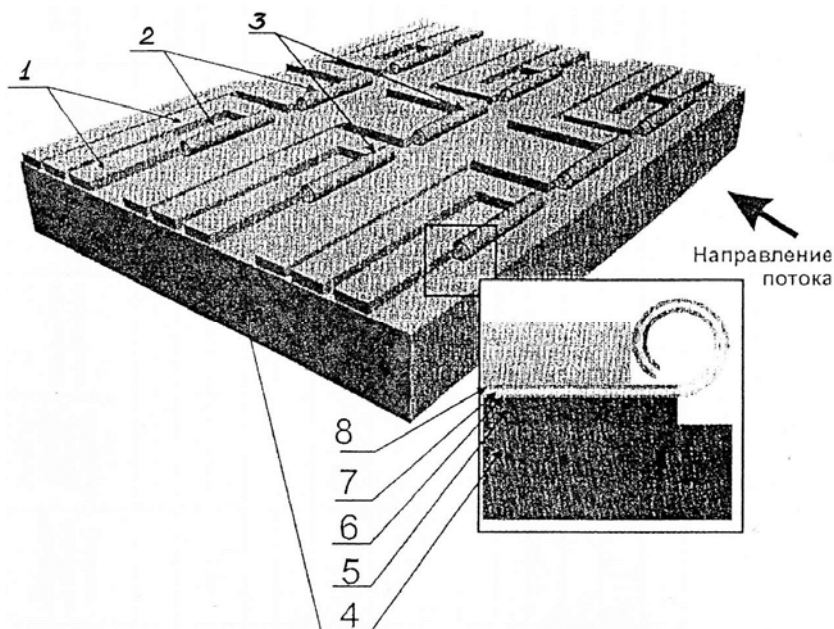


Рис. 8. Размещение nano- и микротрубок на подложке

определяющих направление частиц в потоке, что позволяет с максимальной точностью установить параметры течения при воздействии на него трубкой-генератором. Низкоомные токопроводящие дорожки 1 выведены от каждой трубки на боковые края подложки 4 для связи с системой управления. Используемые nano- и микротрубки – сложные элементы, состоящие из нескольких слоев: сжатого 6, растянутого 7 и проводящего 8. Эти слои и подложку могут изготавливать из различных комбинаций аморфных, поли- или монокристаллических металлов, диэлектриков или полупроводников. Если подложка токопроводящая, для обеспечения электрической изоляции слоев 5 или 6 используют диэлектрик.

В [8] приведено уменьшение лобового сопротивления гиперзвукового летательного аппарата путем управления обтеканием (рис. 9). Гиперзвуковой летательный аппарат содержит прямоточный воздушно-реактивный двигатель 1 со сверхзвуковым горением, магнитогазодинамический генератор 3, размещенный на входе камеры сгорания 2 двигателя, систему активной тепловой защиты-преобразования углеводородного топлива с каталитическими реакторами 7 химической регенерации тепла, расположенными в обшивке носовой части фюзеляжа и передних

кромки крыльев. Каталитический реактор связан с камерой сгорания 2 двигателя. Через преобразователь энергии 6 магнитогазодинамический генератор соединен с блоком генерации 5 искусственного плазменного образования и системой электродов 4. Данная система формирует плазменные образования в различных зонах набегающего потока, что позволяет управлять обтеканием. Энергетические затраты на создание плазменных образований малы, а увеличение аэродинамического качества летательного аппарата значительно (до 5 раз и выше).

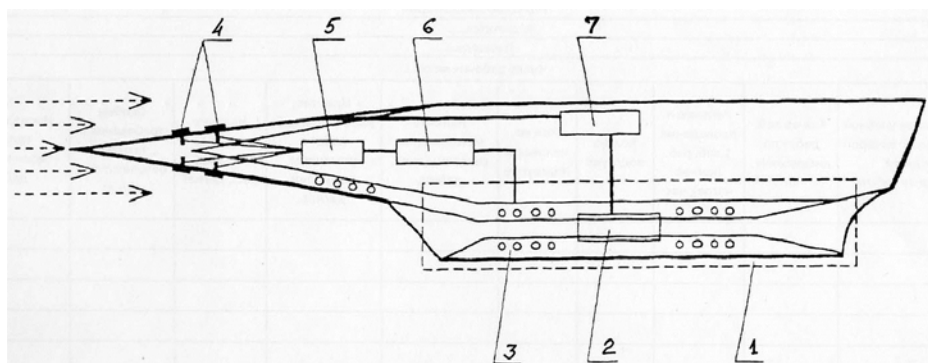


Рис. 9. Гиперзвуковой летательный аппарат

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Горюнов С.В. *Головной обтекатель летательного аппарата*. Пат. 2118271 Российская Федерация, 1997, бюл. № 24.
- [2] Ведерников Ю.А., Лапытов А.Ф., Ведерников А.Ю. *Поликлиноконическое устройство уменьшения сопротивления*. Пат. 2070311 Российская Федерация, 1993, бюл. № 34 10.12.96.
- [3] Бутков А.С., Даньков Б.Н., Липницкий Ю.М., Шкатов В.И. *Головной обтекатель ракеты-носителя*. Пат. 2328410 Российская Федерация, 2007, бюл. № 19 10.07.2007.
- [4] Зверков И.Д., Козлов В.В., Крюков А.В. *Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности и несущая поверхность*. Пат. 2412864 Российская Федерация, 2009, бюл. № 6 27.02.2011.
- [5] Бушмин А.С., Калачев Б.В., Маковский Ю.Ф. *Крыло летательного аппарата с управляемым пограничным слоем*. А. с. 281166 СССР, 1969.
- [6] Лешуков В.С., Юрьев А.С., Рыжов Е.В., Кутовый А.Н., Борзов В.Ю. *Способ управления обтеканием летательного аппарата*. Пат. 2173656 Российская Федерация, 1984, бюл. № 26 20.09.2001.
- [7] Анискин В.М., Селезнев В.А., Шиплюк А.Н. *Способ управления пограничным слоем на поверхности летательного аппарата и устройство для его осуществления*. Пат. 2384465 Российская Федерация, 2008, бюл. № 8 20.03.2010.
- [8] Куранов А.Л., Фрайштадт В.Л., Корабельников А.В., Кучинский В.В., Шейкин Е.Г. *Гиперзвуковой летательный аппарат*. Пат. 2172278 Российская Федерация, 1999, бюл. № 23 20.08.2001.

Статья поступила в редакцию 26.11.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Хлупнов А.И. Улучшение аэродинамических характеристик летательных аппаратов по отечественным патентным материалам. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/airborne/1169.html>

Хлупнов Александр Иванович родился в 1939 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1962 г. Доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 50 научных работ в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом. e-mail: fkz1913@mail.ru