

О.И.Чуркина¹

¹Казахская академия транспорта и коммуникаций им. М.Тынышпаева, Алматы, Казахстан,
olga.churkina.54@mail.ru

К ВОПРОСУ АДАПТАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА К НАБЕГАЮЩЕМУ ПОТОКУ ЖИДКОСТИ ИЛИ ГАЗА

Аннотация. Экспериментально исследованы аэродинамические поверхности, снижающие сопротивление трения, за счет организации в пограничном слое самопроизвольного вдува и отсоса вещества на 15-16% в среднем в некотором интервале числа Рейнольдса. Максимальное снижение сопротивления трения составило 16-19%.

Аңдатпа. Рейнольдс сандарының белгілі бір ауқымында жазық пластинканың аэродинамикалық үйкеліс кедергісіне беттік реттелген рельефінің әсері қарастырылған. Кейбір модельдерде үйкеліс кедергісінің орташа 15-16 %-ға дейін кемігендігі анықталған. Барынша азайту қарсыласу үйкеліс құрады 16-19%.

Abstract. A study has been carried out on an investigation of the influence of well regulated relief of surface to aerodynamic drag of a plane plate in some interval of Reynolds number. It has been receive the drag reduction by 15-16 %. Maximum drag reduction was 16-19 %.

Ключевые слова: аэродинамическое сопротивление трения, адаптация поверхности обтекания, число Рейнольдса, самопроизвольный вдув и отсос вещества

Түйінді сөздер: аэродинамикалық кедергісі үйкеліс, бейімдеу бетінің тасымалдау, рейнольдс саны

Keywords: aerodynamic drag, adaptation of surface of flowing around, number of Reynolds, spontaneous blowing/sucking of substance

Снижение величины турбулентного сопротивления трения является существенным резервом повышения аэродинамического совершенства ряда транспортных средств, так как составляет почти основную часть их полного сопротивления.

В последние два десятилетия выявлены основные подходы к решению этой важной задачи. Управление течением в пограничном слое осуществляется с помощью активных или пассивных способов воздействия на поток. Так, широко распространены активные способы управления, в частности, вдув и отсос среды в пограничном слое с помощью специальных устройств [1].

Поскольку указанные способы принадлежат к энергозатратным, то значительный ин-терес проявляется к пассивным способам управления, к которым относится, например, способ управления течением с помощью упорядоченного микрорельефа (в частности, в виде продольных микроребер-риблетов), или способ переброски среды из критической передней точки торможения в заднюю при обтекании тела, или из области возможного отрыва тече-ния в область его присоединения в случае обтекания поверхности по каналам внутри обтекаемого тела [2-5].

Статья посвящена экспериментальному исследованию такого пассивного управления течением с помощью так называемого самопроизвольного вдува и отсоса вещества пограничного слоя по каналам, находящимся под поверхностью обтекания и сообщающихся с ней, при возникновении ситуации неравномерного распределения давления на поверхности обтекания. Одной из первых работ, в которой изложена идея способа само-регуляции статического давления на обтекаемой поверхности, вероятно, следует считать работу [2] для случая обтекания обратной ступеньки. Здесь области отрыва и присоединения пограничного слоя сообщаются между собой посредством

канала, находящегося под поверхностью обтекаемого тела. В результате вещество пограничного слоя автоматически отсасывается из области относительно высокого статического давления и транспортируется за счет перепада давления в область относительно низкого давления вниз по течению и там снова вдувается в присоединившийся пограничный слой. В работе [3] рассматривается поверхность, снижающая сопротивление трения, мелкоробристый рельеф которой сформирован множеством отдельных одинаковых элементов, расположенных относительно друг друга так, что на обтекаемой поверхности образуются щели, соединенные между собой через каналы внутри обтекаемого тела. Известна также аэродинамическая поверхность [4], снижающая сопротивление трения, которая имеет также внутри обтекаемого тела каналы, сообщающиеся с пограничным слоем через продольные прорезы на поверхности обтекания.

В работе рассматриваются каналы круглого и квадратного поперечного сечения. Показано, что при $s/d=0,6$ (s - ширина продольной щели, d - диаметр канала) возможно снижение сопротивления трения до 30 %, если течение в каналах остается ламинарным ($Re=3*10^3$). В статье [5] представлены результаты экспериментального исследования пристеночных пульсаций давления при пассивном управлении взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем на профиле. Получено снижение интегрального уровня пульсаций за счет перепуска воздуха из-под скачка путем создания в этой зоне перфорированной или двухщелевой поверхности с полостью под ней. Принцип самовыравнивания статического давления на поверхности обтекания положен и в основу ряда экспериментальных исследований, приведенных в [7-12]. В работах [6-8] испытаны модели пластин, рельеф аэродинамической поверхности которых сформирован с помощью мелкоячеистой сетки, плотно прилегающей в одном случае к гладкой поверхности, а в другом к мелкоробристой.

Показано, что такой рельеф, допускающий перетекание среды в пограничном слое, позволяет снизить сопротивление трения по сравнению со случаем гладкой поверхности в среднем на 7 % в определенном интервале изменения числа Рейнольдса. При этом максимальное снижение сопротивления для первой из указанных моделей составляет 12 %, а для второй -13 %. В статье [9] испытана модель пластины, на поверхности которой имеются три поперечные щели, сообщающиеся между собой через продольные каналы прямоугольного сечения, находящиеся под поверхностью обтекания. Поперечные щели равноудалены друг от друга. Показано, что возможность свободной циркуляции среды в пограничном слое позволяет снизить сопротивление трения для данной модели в среднем на 8 %. Максимальное уменьшение сопротивления трения в этом случае достигает 11 %.

В настоящей статье также рассматриваются модели поверхностей, конструктивные особенности которых позволяют выравнивать статическое давление на поверхности обтекания за счет микроциркуляции среды в пограничном слое через каналы под поверхностью обтекания. В результате возникновения самопроизвольного вдува и отсоса среды выравнивается не только поле давлений, но и существенно уменьшаются пульсации давления, т.е. возникает процесс адаптации аэродинамической поверхности к набегающему потоку.

Испытания проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе с закрытой рабочей частью поперечного сечения 300x300 и длиной 600 мм. Скорость потока в рабочей части трубы изменялась от 10 до 26 м/с, степень турбулентности не превышала 0,9%. Интервал изменения числа Рейнольдса $Re=(2,4-6,2)*10^5$ (в качестве характерной длины выбрана длина экспериментальной пластины). На нижней стенке рабочего участка аэродинамической трубы (АТ) вырезан люк размером 401x199,6 мм, в котором помещается образец аэродинамической поверхности и однокомпонентные аэродинамические весы для измерения силы трения. Экспериментальная пластина устанавливается на платформе аэродинамических весов на специальных регулировочных винтах, позволяющих

устанавливать ее заподлицо с неподвижной стенкой рабочего участка АТ. Передняя кромка образца удалена на 130 мм от сечения сопряжения сопла АТ с ее рабочей частью. Зазоры между задней и боковыми кромками экспериментальной пластины и люка составляли 0,5 и 0,2 мм соответственно. Погрешность установки образца заподлицо с поверхностью нижней стенки АТ не превышала $\pm 0,01$ мм. Применение специального гидрозатвора позволяет полностью исключить подсос среды через зазоры по краям образца.

В процессе испытания на каждом режиме при фиксированной скорости потока в АТ измерялись сила трения, действующая на поверхность установленной на весах модели, ско-ростной напор в рабочей части АТ в зоне весов, температура потока и статическое давление в пяти контрольных сечениях исследуемого образца и двух сечениях на базовой пластине АТ спереди и сзади экспериментального образца. Скорость напора потока измерялась на оси трубы за экспериментальной пластиной с помощью комбинированной трубки Пито-Прандтля. Диапазон изменения силы трения – 0-30 г, точность ее измерения - $\pm 0,2$ г. Диапазон изменения давления – 0-800 Па, точность измерения - ± 1 Па.

В целях максимальной автоматизации эксперимента использовался специально созданный для этого измерительно-вычислительный комплекс АТ-УИК-14К-ЭВМ, позволяющий вести опрос датчиков по четырнадцати каналам и обрабатывать полученную информацию в реальном масштабе времени на ЭВМ.

При определении силы трения для исследуемых моделей проводилось несколько серий испытаний, при каждом из которых экспериментальный образец заново устанавливался на аэродинамических весах.

В эксперименте испытаны следующие модели аэродинамических поверхностей. Модель № 1 представляет собой плоскую стальную пластину с чистотой обработки поверхности $\nabla 6\div 7$, ее размеры - 10x199,1x400,4 мм. По всей линии вдоль пластины имеется пять сквозных отверстий диаметром 0,35 мм, отстоящих друг от друга на расстоянии 80 мм (первое отверстие удалено от передней кромки на 40 мм) и предназначенных для измерения статического давления на поверхности. Передняя, задняя и боковые кромки пластины имеют скос под углом 55° . Модель №1 служит эталоном для проводимых исследований.

Особенностью модели №2 является наличие у нее продольных ребер прямоугольного сечения ($h = 3,5$ мм; $a = 2$ мм; $b = 5$ мм, где h - высота ребра, a - ширина ребра, b – расстояние между соседними ребрами), на которые сверху наклеены стальные пластинки (размер каждой - 2x99x199,1 мм; количество - 20 шт.), расстояние между ними - 1 мм. Таким образом, продольные ребра оказываются под поверхностью обтекания и обеспечивают свободное перетекание среды, способствуя возникновению процесса самопроизвольного вдува или отсоса воздуха в пограничном слое через щели между поперечными пластинками в случае неравномерного распределения статического давления на поверхности модели [11]. Модель №2 также имеет скос по краю под углом 55° и отверстия для измерения статического давления в пяти контрольных сечениях. Передняя кромка поперечных пластин выполнена острой, угол изменяется от 30 до 45° . Это конструктивное решение позволяет уменьшить лобовое сопротивление кромок при перетекании среды из пограничного слоя и обратно через поперечные зазоры. В процессе эксперимента можно варьировать количеством поперечных щелей и их расположением относительно друг друга, герметично закрывая часть из них специальной непроницаемой клейкой лентой. Таким образом, модель № 2 позволяет создать и исследовать серию аэродинамических поверхностей.

Конструктивно модель № 3 аналогична модели № 2. Отличие состоит в том, что вдоль девятого поперечного канала передняя кромка последующей поперечной пластинки приподнята на высоту 1,5 мм, что способствует увлечению части заторможенной среды пограничного слоя в свободное пространство под поверхностью обтекания. Модель № 3

также допускает варьирование количеством и местоположением поперечных каналов указанным способом и призвана обеспечить выравнивание давления на поверхности обтекания за счет микроциркуляции среды пограничного слоя по продольным каналам и через поперечные щели.

На основе модели № 2 созданы и испытаны следующие аэродинамические поверхности: № 2 (2), № 2 (2,7,13), № 2 (2,7,13,16), № 2 (6,10,18), № 2 (6,10,14,18), № 2 (2,7,13,16,18), № 2 (1-19), где в скобках указаны номера открытых поперечных каналов. Остальные поперечные щели герметично заделывались специальной лентой.

Для модели № 2 (1-19), т.е. для модели, у которой открыты все девятнадцать поперечных каналов, повышение сопротивления трения по сравнению со случаем гладкой пластины № 1 имело место во всем рассматриваемом диапазоне изменения числа Рейнольдса.

Для модели № 2 (2,7,13,16,18) снижение сопротивления трения наблюдалось при изменении диапазона числа $Re = (2,4*5,6)*10^5$, а его повышение - при $Re = (5,6*6,4)*10^5$. Снижение сопротивления трения по сравнению с эталоном № 1 в рассматриваемом диапазоне изменения скоростей имело место также для экспериментальных пластин: № 2 (2), № 2 (2,7,13), № 2 (2,7,13,16), № 2 (6,10,18), № 2 (6,10,14,18).

На рисунке 1 приведены результаты изменения коэффициента аэродинамического сопротивления трения C_x в зависимости от числа Рейнольдса Re для экспериментальных пластин № 2 (6,10,18), № 2 (6,10,14,18), дающих наибольшее снижение сопротивления трения для этой серии исследуемых аэродинамических поверхностей. Максимальное снижение сопротивления трения для упомянутых пластин по сравнению с эталоном № 1 составило 16 и 19%, а в среднем - 15 и 16% соответственно.

Указанным способом на основе модели № 3 были получены и испытаны экспериментальные образцы: № 3 (1-9), № 3 (1-9,18), № 3 (9-13), № 3 (9-12), № 3 (9-11), где номера в скобках также указывают на номера открытых поперечных каналов. Среди них сопротивление трения уменьшилось в данном диапазоне изменения скоростей относительно модели № 1 на экспериментальных пластинах № 3 (1-9), № 3 (9), № 3 (1-5,9), № 3 (1-4,9), № 3 (1,2,9).

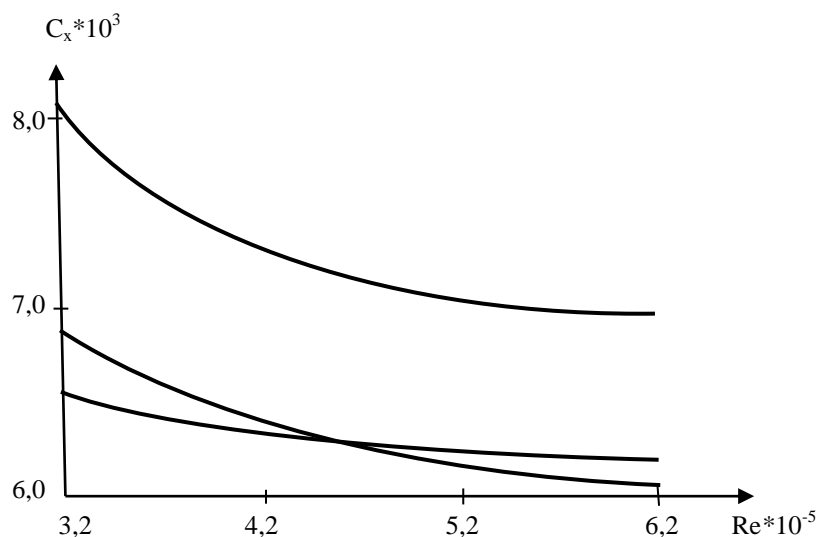


Рис. 1 - Результаты измерения коэффициента сопротивления трения C_x в зависимости от числа Re для экспериментальных моделей: 1 - модель № 1; 2 - модель № 2 (6,10,14,18); 3 - модель № 2 (6,10,18)

На рисунке 2 приведены измеренные на аэродинамических весах значения коэффициента трения C_x в зависимости от числа Re для эталонной гладкой пластины №1 и двух изучаемых образцов № 3 (1-5,9) и 3 (9). Максимальное снижение сопротивления трения для модели № 3 (1-5,9) составило 9%, а в среднем - 5 %. Для пластины № 3 (9) эти величины - 11 и 8%.

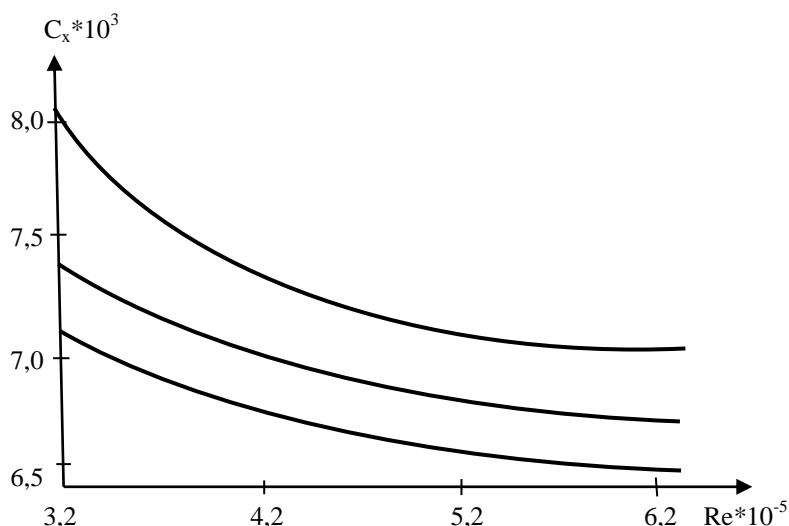


Рис. 2 - Результаты измерения коэффициента сопротивления трения C_x в зависимости от числа Re для экспериментальных моделей: 1 - модель № 1; 2 - модель № 3 (1-5,9); 3 - модель № 3 (9)

Относительная ошибка для совокупности проведенных экспериментов в среднем равна 2-4%.

Данные экспериментальных исследований механизма снижения аэрогидродинамического сопротивления трения за счет адаптации аэродинамической поверхности к набегающему потоку, в частности, организации на поверхности обтекания самопроизвольного вдува и отсоса вещества пограничного слоя, дают представление о том, что основным результатом пассивного воздействия на поток является выравнивание статического давления на поверхности, приводящее к выравниванию толщины пограничного слоя и стабилизации всего течения в целом. Определены оптимальные условия максимального снижения поверхностного трения для ряда экспериментальных моделей в определенном диапазоне изменения числа Рейнольдса.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М: 1974. - 712 с.
- [2] Леберт Г. Устройство для уменьшения аэродинамического сопротивления // Патент ФРГ № 3522943 А1. Кл. F 15 d/10. Оpubл. в ИСМ. № 7. 1987.
- [3] Бехерт Д. Способ уменьшения лобового сопротивления путем уменьшения касательного напряжения на поверхности турбулентно обтекаемого тела // Патент ФРГ №3609541А1. Кл. F 15 d 1\12.1987. Оpubл. в бюлл. ИСМ. 1988. №5.
- [4] Люрц В. Способ стабилизации ламинарного пограничного слоя // Патент ФРГ № 3342421 А1. Кл. F d 1\12. Оpubл. в ИСМ. 1985. № 12.
- [5] Ковальногов С.А. и др. Изучение пристеночных пульсаций давления при пассивном управлении взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем // Ученые записки ЦАГИ. 1988. Т. 19, №4. С. 116-121.

[6] Сагов М.С., Чуркина О.И. Влияние рельефа поверхности плоской пластины на сопротивление трения // Деп. в ВИНТИ. № 3928-В 91 от 11.10.91 г. 10 с.

[7] Сагов М.С., Чуркина О.И. Поверхность, обтекаемая жидкостью или газом // А.с. СССР № 1810621. кл. F 15 d 1/12. Оpubл. в бюл. 1993. №15.

[8] Чуркина О.И. Исследование влияния упорядоченного рельефа поверхности плоской пластины на сопротивление трения // Материалы межд. научн.-практ. конф. «Ж.-д. трансп. Казахстана: история и перспект. эконом, роста», посвящ. 100-летию ж.-д. Казахстана и 125-летию со дня рожд. М. Тынышпаева. Алматы, 2004. Т. 3. С. 232-235.

[9] Сагов М.С., Чуркина О.И. К вопросу влияния самопроизвольного отсоса и вдува среды в пограничном слое на сопротивление трения плоской пластины // Деп. в ВИНТИ. № 3928-В 91 от 11.10.91г.10с.

[10] Чуркина О.И. и др. Поверхность, обтекаемая жидкостью или газом //А.с. СССР № 1672921. Кл. F 15 d 1\12. Оpubл. в бюлл. 1991. № 31.

[11] Чуркина О.И. К вопросу адаптации аэродинамической поверхности к набегающему потоку газа с позиции уменьшения турбулентного трения //Тез. докл. 2-го совмesti, по СНГ семин. «Гидродин. устойчивость и турбулентность». Алма-Ата, 1992.

[12] Чуркина О.И. К вопросу уменьшения сопротивления трения за счет адаптации аэродинамической поверхности к набегающему потоку газа // Проект., строит, и экспл. транспортно-ком. сооружений. Алматы, 2000. Вып. 9. С. 123-126.