

03.1

Экспериментальное исследование нового способа уменьшения волнового сопротивления профиля при трансзвуковых скоростях

© М.А. Брутян^{1,2}, А.В. Волков^{1,2}, А.В. Потапчик¹¹ Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия² Московский физико-технический институт (Национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская обл., Россия

E-mail: m_brut@mail.ru

Поступило в Редакцию 30 сентября 2019 г.

В окончательной редакции 23 марта 2020 г.

Принято к публикации 25 марта 2020 г.

Предложен новый способ уменьшения волнового сопротивления профиля при трансзвуковых скоростях, который связан с организацией в местной сверхзвуковой зоне участка микроволнистой верхней поверхности. Проведены весовые и физические исследования исходного и модифицированного профилей. Экспериментально установлено, что предлагаемая реализация нового подхода приводит к образованию системы слабых волн сжатия, постепенному торможению сверхзвукового потока, уменьшению числа Маха перед замыкающим скачком уплотнения и, как следствие, к ослаблению его интенсивности и уменьшению волнового сопротивления.

Ключевые слова: трансзвуковые течения, экспериментальные исследования, уменьшение волнового сопротивления.

DOI: 10.21883/PJTF.2020.12.49525.18054

К настоящему времени в мире эволюционным путем сложился традиционный облик классической схемы пассажирских самолетов, рассчитанных на трансзвуковые скорости крейсерского полета. Для заметного прорыва в области проектирования летательных аппаратов (ЛА) такого класса нужны новые концепции, в основе которых лежат идеи управления обтеканием с целью уменьшения сопротивления и тем самым повышения аэродинамического совершенства ЛА при трансзвуковых режимах крейсерского полета [1].

Основными составляющими сопротивления ЛА на трансзвуковых скоростях являются сопротивление трения, индуктивное сопротивление, а также волновое сопротивление, вызванное скачком уплотнения. Первые две компоненты общего сопротивления имеют место во всем диапазоне скоростей полета, и традиционные способы их уменьшения хорошо известны [2–7]. Что касается волнового сопротивления, то оно возникает при больших трансзвуковых скоростях и является причиной резкого возрастания общего сопротивления ЛА, что при определенных условиях может привести к явлению бафтинга — сильной тряске, которая из-за усталости конструкции может даже вызвать разрушение крыла. Поэтому поиск способов уменьшения волнового сопротивления и ослабления трансзвукового бафтинга является актуальной задачей прикладной аэродинамики [8–12]. Решение этих задач открывает новые возможности для улучшения аэродинамических характеристик крыла и летательного аппарата в целом.

В настоящей работе представлены результаты экспериментальных исследований нового способа управления обтеканием, который приводит к ослаблению

интенсивности скачка уплотнения и связанного с ним отрыва пограничного слоя. Новая концепция основана на уменьшении числа Маха M_1 перед скачком уплотнения путем постепенного торможения сверхзвукового потока. Для ее осуществления предлагается способ, заключающийся в том, что в области расположения местной сверхзвуковой зоны создается участок микроволнистой поверхности крыла, который вызывает появление ряда слабых волн сжатия. Наличие последовательности косящих скачков уплотнения малой интенсивности приводит к постепенному торможению сверхзвукового потока, уменьшению числа M_1 перед основным скачком и, как следствие, к ослаблению его интенсивности и уменьшению волнового сопротивления крыла.

Эксперименты проводились с фиксацией ламинарно-турбулентного перехода на 10% хорды модели профиля в диапазоне чисел Рейнольдса $Re = (2.3–2.8) \cdot 10^6$ и чисел $M_\infty = 0.6–0.8$ в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-112 ЦАГИ. Модель выполнена в виде прямоугольного крыла с хордой 200 мм и размахом 599 мм. Сечение крыла соответствовало геометрии сверхкритического профиля П-184-15 максимальной относительной толщины 15%. Верхняя и нижняя стенки рабочей части трубы перфорированы. Боковые стенки не перфорированы и имеют оптические окна, между которыми с помощью специальных кронштейнов устанавливается модель, что позволяет проводить оптические исследования картины обтекания одновременно с весовыми измерениями на трехкомпонентных аэродинамических весах. Обработка результатов весовых измерений проводилась по стандартной методике с внесением поправок на обдув рамы весов. Оптические исследования

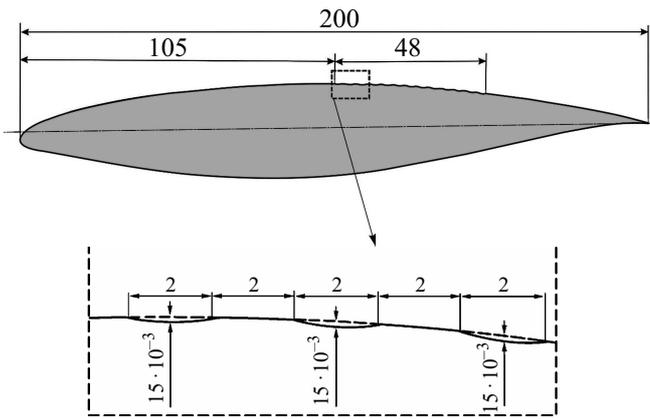


Рис. 1. Модель профиля крыла с участком микроволнистой поверхности.

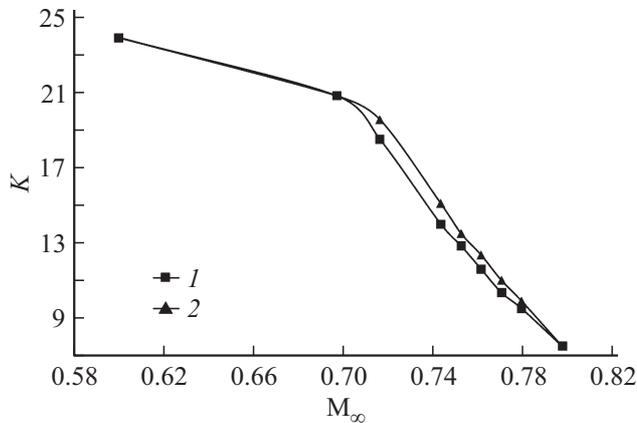


Рис. 2. Экспериментальные зависимости аэродинамического качества от числа Маха набегающего потока при угле атаки $\alpha = 4^\circ$. 1 — исходный профиль, 2 — профиль с участком микроволнистой верхней поверхности.

выполнялись прямотеневым методом с дефокусировкой на расстоянии 460 mm от торца модели. Визуализация картины обтекания модели осуществлялась с использованием импульсной лампы высокой яркости, что дало возможность регистрировать вихревые структуры, возникающие при взаимодействии скачка уплотнения с пограничным слоем.

Эффективность нового способа управления обтеканием проверялась в экспериментах на модифицированной модели сверхкритического профиля П-184-15. Модификация состояла в том, что на участке верхней поверхности модели в местной сверхзвуковой зоне была выполнена микроволнистость, геометрические параметры которой в миллиметрах указаны на рис. 1.

Эксперименты проводились с регистрацией оптической картины обтекания, сопровождаемой скоростной видеорегистрацией и весовыми измерениями аэродинамических характеристик. Результаты, полученные при исследовании модели с участком микроволнистой поверхности, сопоставлялись с результатами испытаний

исходной немодифицированной модели. Наиболее полно физическая картина обтекания микроволнистой поверхности модели профиля была изучена при угле атаки $\alpha = 4^\circ$. Выбор данного угла связан с тем, что, как показали проведенные ранее исследования, при этом угле атаки реализуется значение коэффициента подъемной силы, характерное для крейсерского (наиболее экономичного) режима полета ЛА типа крылатой ракеты.

Экспериментальные зависимости аэродинамического качества K исходного и модифицированного профиля П-184-15 от числа M_∞ приведены на рис. 2. Видно, что в диапазоне чисел Маха от 0.7 до 0.78 значения K у модифицированного профиля выше, чем у исходного. Наибольший прирост ($\Delta K \approx 0.5-1.0$) наблюдается при умеренных числах $M_\infty \approx 0.72-0.76$, когда значение числа Маха перед замыкающим местную сверхзвуковую зону скачком уплотнения находится в интервале $M_1 \approx 1.25-1.30$. Фотография характерной картины течения в области расположения скачка уплотнения для модифицированного профиля приведена на рис. 3. На оптическом снимке хорошо видны основной скачок уплотнения, замыкающий местную сверхзвуковую зону, и образовавшаяся на микроволнистом участке поверхности система косых волн сжатия. Вертикальная линия на снимке является изображением расположенной в плоскости фокусировки юстировочной нити, которая необходима для настройки теневого оптического прибора.

На основании результатов, полученных в ходе проведенных экспериментальных исследований, можно сделать вывод, что наличие последовательности косых скачков уплотнения малой интенсивности в местной сверхзвуковой зоне на верхней поверхности профиля приводит к уменьшению числа Маха перед замыкающим скачком уплотнения. По предварительным расчетам, сделанным на основании численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, это умень-

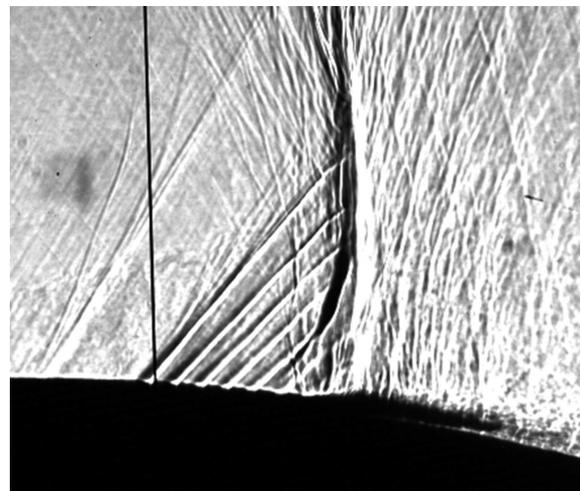


Рис. 3. Оптическая картина обтекания верхней модели профиля с участком микроволнистой верхней поверхности. $M_\infty = 0.76$.

шение составляет $\Delta M_1 \approx 0.01-0.02$. Данный эффект вызывает ослабление интенсивности скачка уплотнения и вихревых структур за ним, которые влияют на характер течения в пограничном слое за скачком уплотнения. Экспериментально установлено, что в диапазоне умеренных чисел M_∞ указанные эффекты приводят к уменьшению волнового сопротивления и увеличению аэродинамического качества профиля.

Финансирование работы

Работа выполнена за счет гранта Российского научного фонда (проект № 16-19-10407).

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] Брутян М.А. Задачи управления течением жидкости и газа. М.: Наука, 2015. 271 с.
- [2] Dimitropoulos C.D., Dubief Y., Shaqfeh E.S., Moin P., Lele S. // *Phys. Fluids*. 2005. V. 17. P. 011705. <https://doi.org/10.1063/1.1829751>
- [3] Walsh M.J. // *AIAA J.* 1983. V. 21. P. 485–486. <https://doi.org/10.2514/3.60126>
- [4] Bushnell D.M., Moor K.J. // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 1991. V. 23. N 1. P. 65–79. <https://doi.org/10.1146/annurev.fluid.23.010191.000433>
- [5] Корнилов В.И. // *Теплофизика и аэромеханика*. 2005. Т. 12. № 2. С. 183–208.
- [6] Коновалов С.В., Лашков Ю.А., Михайлов В.В. // *Изв. РАН. Механика жидкости и газа*. 1998. № 1. С. 163–168.
- [7] Баранов П.А., Исаев С.А., Пригородов Ю.С., Судачков А.Г. // *Письма в ЖТФ*. 1998. Т. 24. В. 17. С. 16–23.
- [8] Брутян М.А., Волков А.В., Потапчик А.В. // *Письма в ЖТФ*. 2019. Т. 45. В. 21. С. 19–21.
- [9] Malton P., Dandois J., Lepage A., Brunet V., Bur R. // *AIAA J.* 2013. V. 51. P. 761–772. <https://doi.org/10.2514/1.j051000>
- [10] Gao C.Q., Zhang W.W., Kou J.Q. // *J. Fluid. Mech.* 2017. V. 824. P. 312–351. <https://doi.org/10.17/jfm.2017.344>
- [11] Giannelis N.F., Vio G.A., Levinski O. // *Prog. Aerosp. Sci.* 2017. V. 92. P. 32–84. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci>
- [12] Abramova K.A., Brutyan M.A., Lyapunov S.V., Petrov A.V., Potapchik A.V., Ryzhov A.A., Soudakov V.G. Investigation of buffet control on transonic airfoil by tangential jet blowing // 6th Eur. Conf. for aeronautics and space sciences (EUCASS). Krakov, 2015. P. 1–9.