

УДК533.694.7

## Оптимизация управления течением с помощью тангенциального выдува на трансзвуковом профиле крыла

Абрамова К.А. \*, Судаков В.Г. \*\*

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

*\*e-mail: kseniya.abramova@tsagi.ru*

*\*\*e-mail: vit\_soudakov@tsagi.ru*

*Статья поступила 12.03.2019*

### Аннотация

На основе численного моделирования проведена оптимизация аэродинамических характеристик трансзвукового профиля при управлении обтеканием. Струя сжатого воздуха выдувалась из небольшого щелевого сопла тангенциально верхней поверхности профиля в области скачка уплотнения. Выдув воздействует на взаимодействие скачка и пограничного слоя, таким образом улучшая характеристики профиля. Численная оптимизация была проведена для определения оптимальных параметров выдува. Моделирование обтекания проводилось в рамках уравнений Рейнольдса.

**Ключевые слова:** активное управление потоком, аэродинамические характеристики, тангенциальный выдув струй, профиль крыла.

## Введение

Важнейшей задачей современной аэродинамики является улучшение аэродинамических характеристик профилей и крыльев самолетов. Это позволит достигнуть значительного снижения издержек и уменьшит количество сжигаемого топлива. Одним из направлений усовершенствования аэродинамики является управление обтеканием. Эти методы обычно подразделяют на пассивные (без подвода дополнительной энергии) и активные или энергетические (с подводом).

Существует большое количество методов управления обтеканием для трансзвуковых профилей: каверна под скачком, бамп, механические или струйные вихрегенераторы, отсос, плазменные актуаторы. Среди пассивных методов в [1-2] исследовались механические вихрегенераторы, которые подтвердили свою ограниченную эффективность. Главные недостатки – увеличение сопротивления на режиме крейсерского полета, а также существенное ухудшение аэродинамики на нерасчетных режимах. Среди активных методов – в [1] также были рассмотрены струйные вихрегенераторы и тангенциальный выдув на 15% хорды профиля для управления взаимодействием скачка и пограничного слоя. В [3] изучался отсос пограничного слоя, а в [4-5] – применение плазменных актуаторов. Эти методы имеют преимущество, связанное с опциональным включением во время расчетного режима, а также они могут работать по принципу обратной связи. Однако, они более сложные, для них требуется дополнительное оборудование, увеличивающее вес самолета, а также подвод дополнительной энергии.

Среди активных методов наибольшей популярностью пользуются струйные методы. В [6] была проведена численная оптимизация параметров выдува малой струи около задней кромки профиля перпендикулярно нижней поверхности для улучшения аэродинамических характеристик. Рассматривались различные целевые функции, направленные на максимизацию подъемной силы и аэродинамического качества. Изменяемыми параметрами были направление выдува, ширина и расположение сопла, интенсивность струи.

Для улучшения обтекания рассматривались следующие методы [7-11], в том числе адаптивные [11].

В представленной работе исследуется выдув тангенциальной струи на верхнюю поверхность профиля. Расширенный обзор применения этих методов и соответствующие исследования приведены в [12]. С помощью численных расчетов в [13] было показано, что струя, выдуваемая тангенциально в область расположения скачка, уменьшает отрыв, вызванный его взаимодействием с пограничным слоем. Результаты расчетов и экспериментальных исследований эффективности применения тангенциальной струи сжатого воздуха, выдуваемой через щелевое сопло на верхней поверхности сверхкритического стреловидного крыла, на трансзвуковых числах Маха представлены в [14]. Экспериментальные данные были получены в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106 на модели крыло-фюзеляж с выдувом на крыло. Экспериментальные исследования [15] течения у трансзвукового сверхкритического профиля ЦАГИ П-184-15СР с тангенциальным выдувом струи

были проведены в трансзвуковой трубе ЦАГИ Т-112. Они показали положительное влияние выдува струи на аэродинамические характеристики.

В настоящей работе проведена оптимизация параметров тангенциального выдува на верхнюю поверхность профиля П-184-15СР на трансзвуковых скоростях. Рассматривались 2 целевые функции: максимизация аэродинамического качества и минимизация сопротивления при постоянной подъемной силе.

### **Постановка задачи**

Проведен расчет течения около трансзвукового профиля с тангенциальным выдувом в рамках уравнений Рейнольдса. Для проведения исследований был выбран сверхкритический профиль крыла ЦАГИ П-184-15СР с относительной толщиной 15% и длиной хорды  $c=0.2$  м (Рис. 1). Струя сжатого воздуха выдувалась из небольшого щелевого сопла тангенциально к верхней поверхности крыла. Конфигурация геометрии позволяет изменять положение сопла. Высота сопла была фиксирована и равнялась 0.15 мм (Рис. 2).

В расчетах использовалась структурированная сетка. Она перестраивалась автоматически с сохранением топологии для каждого положения сопла. Границы области были удалены от профиля на 40 хорд, чтобы исключить их влияние. Вид сетки у профиля показан на Рис. 3. Размер пристеночной ячейки соответствовал  $Y_{+1}<1$ . Для проведения расчетов была выбрана сетка объемом 350000 ячеек. Верификация, проведенная в [13], подтверждает, что сетки такого объема достаточно для проведения расчетов.

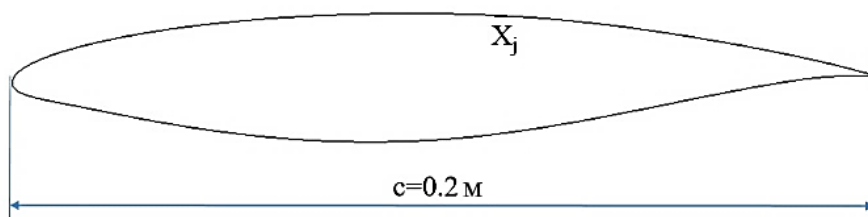


Рис. 1. Профиль ЦАГИ П-184-15СР

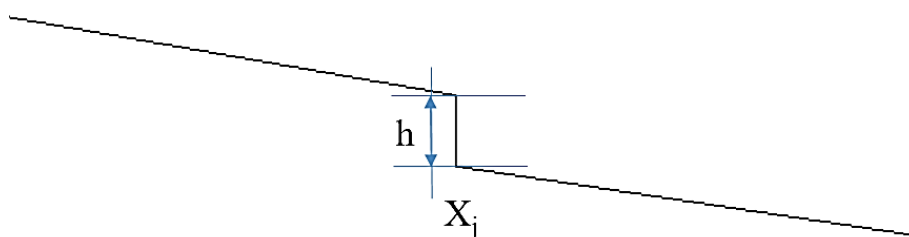


Рис. 2. Щелевое сопло для выдува

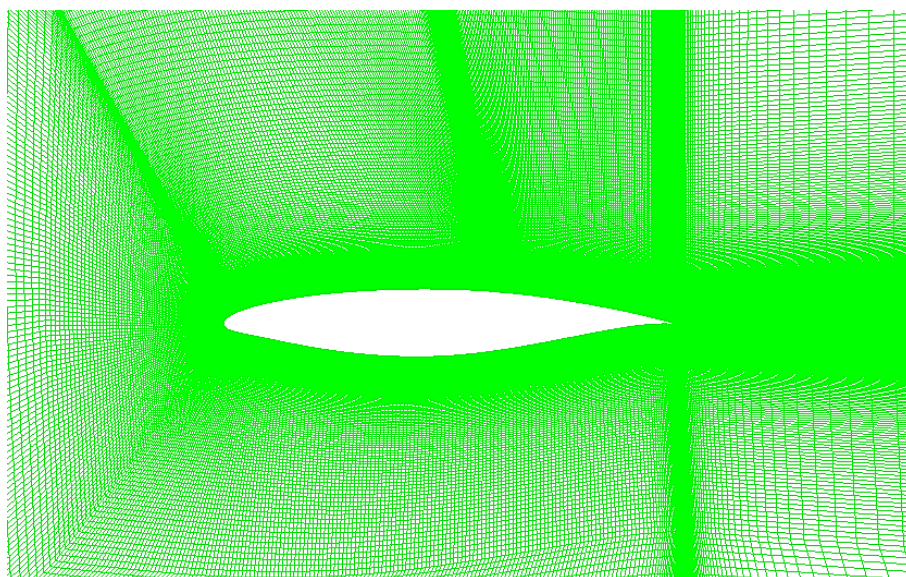


Рис. 3. Сетка около профиля

Расчеты проводились в двумерной постановке для режима с числом Маха  $M=0.72$  и числом Рейнольдса, посчитанном по хорде  $Re=2.6 \times 10^6$  (что соответствует

режиму испытаний в аэродинамической трубе). Газ считался сжимаемым совершенным с числом Прандтля  $Pr=0.72$ . Зависимость вязкости от температуры рассчитывалась по формуле Сазерленда с константой Сазерленда, равной 110.4 К. Для замыкания уравнений Рейнольдса использовалась однопараметрическая модель турбулентности Спалара-Альмараса (SA).

Граничные условия на внешних границах ставились с помощью инвариантов Римана. Профиль считался адиабатической стенкой, на которой выполняются условия прилипания. Для моделирования струи на срезе щелевого сопла выставлялось полное давление в струе  $P_{0j}$ . Коэффициент импульса струи считался по формуле:

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}V_j}{0.5\rho_{\infty}V_{\infty}^2S}$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход через сопло,  $V_j$  – осредненная по соплу скорость струи,  $\rho_{\infty}$  и  $V_{\infty}$  – плотность и скорость набегающего потока, соответственно,  $S$  – площадь крыла на единицу размаха.

Численные исследования проводились с помощью метода конечных объемов. Уравнения аппроксимировались схемой сквозного счета второго порядка по пространству.

### **Описание оптимизационного метода**

Существует большое количество оптимизационных методов, применяемых для решения авиационных задач [16-19]. В данной работе использовалась адаптивная однокритериальная оптимизация. Данный метод заключается в

использовании оптимального заполнения области, поверхности отклика Кригинга и градиентного алгоритма MISQP (Mixed-Integer Sequential Quadratic Programming) [20].

Изначально область варьируемых параметров заполняется точками, согласно принципу латинского гиперкуба. Дополнительно накладывается условие максимизации расстояний между точками. Число точек в области зависит от числа варьируемых параметров. Предварительные расчеты, проведенные с различным количеством начальных точек, показали, что решение не зависит от их количества в диапазоне 10-20 точек в пределах заданной точности.

После того, как первые точки посчитаны, по ним строится поверхность Кригинга. Далее запускается градиентный алгоритм. Определяется меньшая область, в которой продолжится поиск экстремума. Как только точка-кандидат становится устойчивой, оптимизация считается сошедшейся.

В данной работе варьировались следующие параметры:

- $X_j$  – положение сопла для тангенциального выдува (Рис. 2);
- $P_{0j}$  – полное давление в струе;
- $\alpha$  – угол атаки.

Оптимизация останавливается и считается сошедшейся, когда разница между соседними точками не превышает 0.5 кПа для интенсивности струи, 0.1% хорды для положения сопла,  $0.01^\circ$  для угла атаки.

Рассматривались две целевые функции:

- максимизация аэродинамического качества (К);

- минимизация коэффициента сопротивления  $C_{ха}$  при постоянном коэффициенте подъемной силы  $C_{ya}$ , равном 0.51.

Следует отметить, что в данной работе не учитывались силы, действующие на профиль из-за реакции струи, а также не учитывались потери, связанные с организацией выдува струи. Учет этих факторов планируется выполнить в дальнейших исследованиях.

### Максимизация аэродинамического качества

Проведена оптимизация положения сопла и интенсивности струи с целевой функцией максимизации аэродинамического качества. Положение сопла варьировалось от 55% до 96% хорды. Задача была разделена на подобласти, согласно таблице 1.

Таблица 1.

#### Области проведения оптимизации

№	$X_j/c$ , [%]	$P_{0j}$ [кПа]	$\alpha$ , °
1	55-65	100-300	0.9-2.2
2	55-75	100-220	1.1-2.2
3	75-85	100-300	0.9-2.5
4	80-90	100-300	0.9-2.5
5	90-96	100-300	0.9-2.5



Стандартные графики сходимости интенсивности струи и целевой функции в зависимости от номера расчетной точки  $N$  показаны на рисунках 4 и 5. Изменение положения голубой линии показывает уменьшение рассматриваемой области.

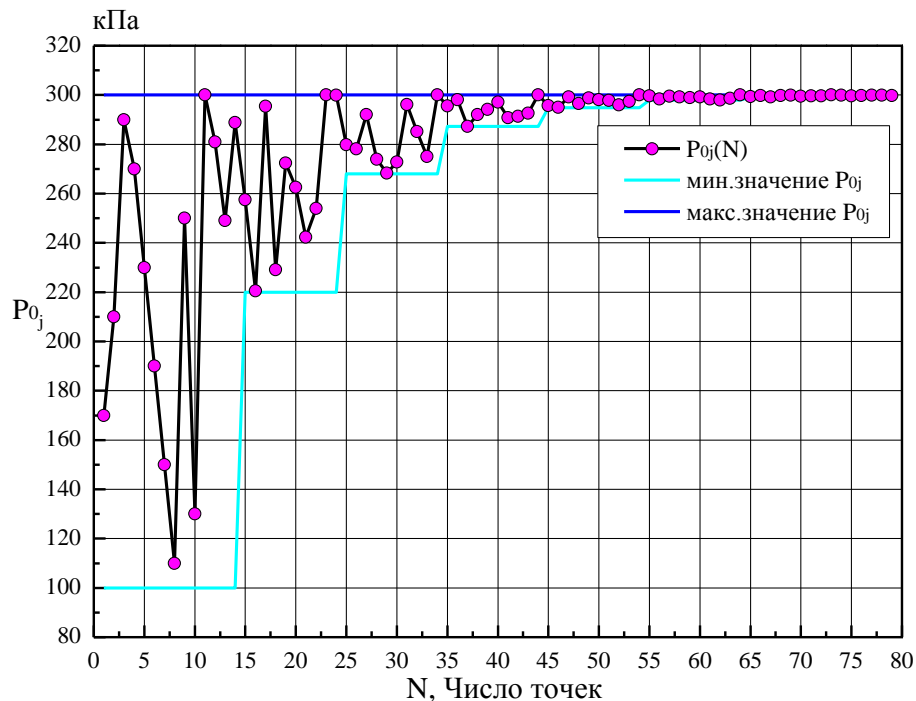


Рис. 4. Сходимость интенсивности струи  $P_{0j}$

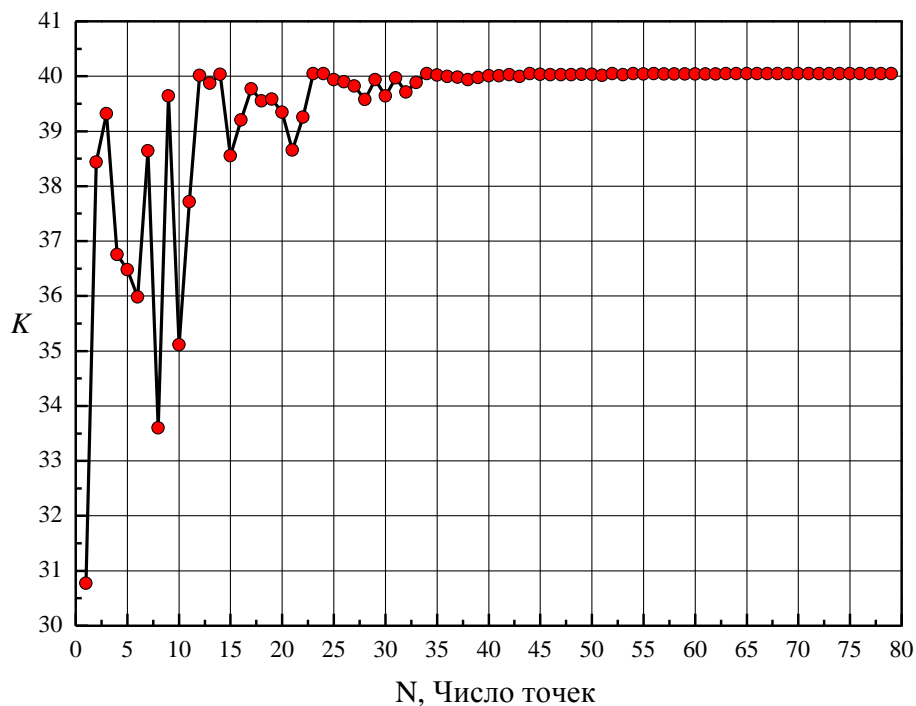


Рис. 5. Сходимость для аэродинамического качества

Оптимизации с  $X_j=55-65\%$  и  $X_j=55-75\%$  давали оптимальные результаты на верхней границе области параметров. Оптимизации с  $X_j=75-85\%$  и  $X_j=80-90\%$  дали одинаковый оптимальный результат, лежащий внутри области изменения параметров. Оптимальному результату соответствуют следующие параметры:  $X_{jopt1}=83\%$  хорды,  $P_{0jopt1}=200$  кПа ( $C_{\mu}=0.0049$ ),  $\alpha_{opt1}=1.51^\circ$ . Аэродинамическое качество равно  $K_{opt1}=40.67$ .

Оптимизация с  $X_j=90-96\%$  дала оптимум положения сопла на нижней границе, тем самым показав монотонность решения (Рис. 6).

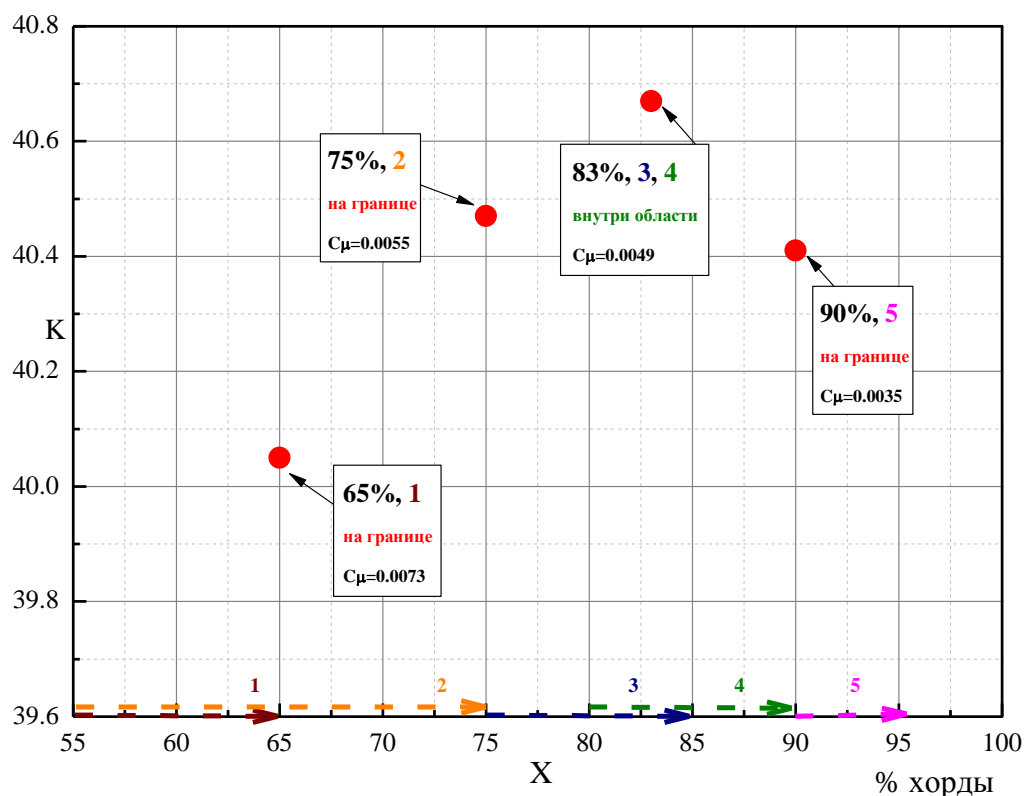


Рис. 6. Оптимальные точки для всех подзадач

### Минимизация $C_{xa}$ при постоянном $C_{ya}$

Была рассмотрена целевая функция минимизации коэффициента сопротивления  $C_{xa}$  при постоянном коэффициенте подъемной силы  $C_{ya}=0.51$ . Положение сопла варьировалось от 55% до 65% хорды, интенсивность струи  $P_{0j}$  – от 100 до 300 кПа. Для двух варьируемых параметров требуется не менее 6 расчетных точек. Однако, для определения точки с подходящим  $C_{ya}$  требуется провести три расчета вместо одного: рассчитываются случаи с  $C_{ya}\sim 0.4$  и  $C_{ya}\sim 0.6$  и по ним с помощью линейной интерполяции находится  $\alpha$ , соответствующий  $C_{ya}\sim 0.51$ , который затем также рассчитывается. Оптимизация сошлась после 60 итераций (Рис. 7).

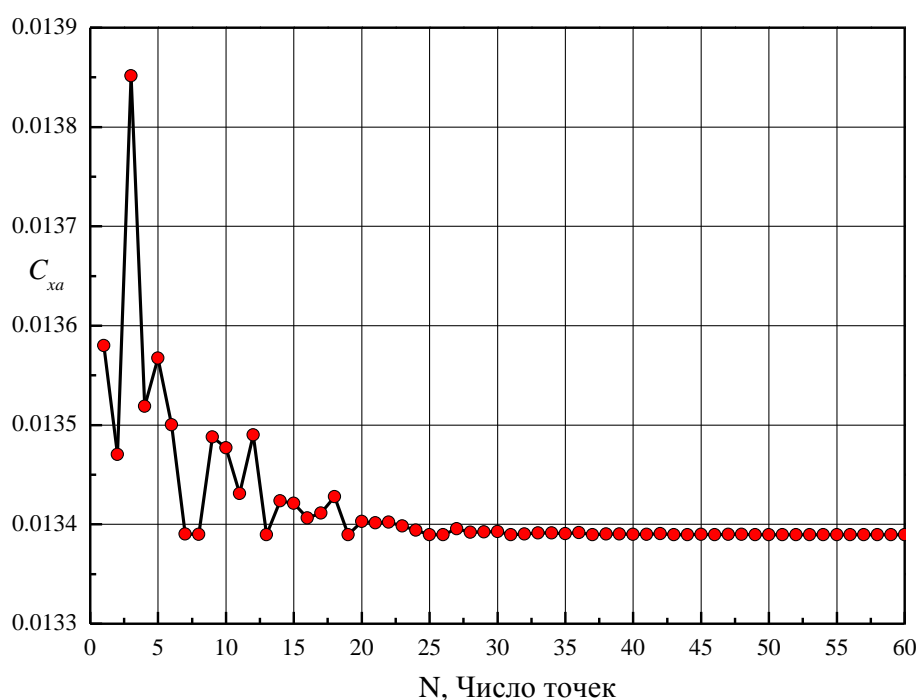


Рис. 7. Сходимость для коэффициента сопротивления

Оптимальному результату в этом случае соответствовали следующие параметры:  $X_{jopt2}=65\%$  хорды,  $P_{0jopt2}=206$  кПа ( $C_{\mu}=0.0051$ ). Коэффициент сопротивления равнялся  $C_{ya}=0.511$ , а угол атаки –  $\alpha=1.39^{\circ}$ . Аэродинамическое

качество равнялось  $K_{opt2}=38.13$ . Эти значения соответствуют крайнему правому положению сопла, но интенсивность струи меньше, чем максимальное значение из рассматриваемых.

### **Сравнение с результатами без управления обтеканием**

Также были получены аэродинамические характеристики для гладкого профиля (конфигурация без сопла и без выдува) на том же режиме, что и для конфигураций с выдувом. Сравнение трех случаев представлено на Рис. 8-14. Синие кривые соответствуют гладкому профилю; красные кривые – выдуву на оптимальном режиме для целевой функции максимизации качества (opt. 1,  $X_{jopt1}=83\%$ ,  $P_{0jopt1}=200$  кПа); зеленые кривые – выдуву на оптимальном режиме для минимизации  $C_{xa}$  при постоянном  $C_{ya}=0.511$  (opt. 2,  $X_{jopt2}=65\%$ ,  $P_{0jopt2}=206$  кПа).

На рисунке 8 показана зависимость коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  от угла атаки, а на рисунке 9 – зависимость  $C_{ya}$  от коэффициента сопротивления  $C_{xa}$  (поляра). Согласно Рис. 8 тангенциальный выдув увеличивает подъемную силу. Для случая opt.1 увеличение  $C_{ya}$  равняется  $\sim 0.15$  по сравнению с гладким профилем, а для случая opt.2 это значение равно  $\sim 0.086$ .

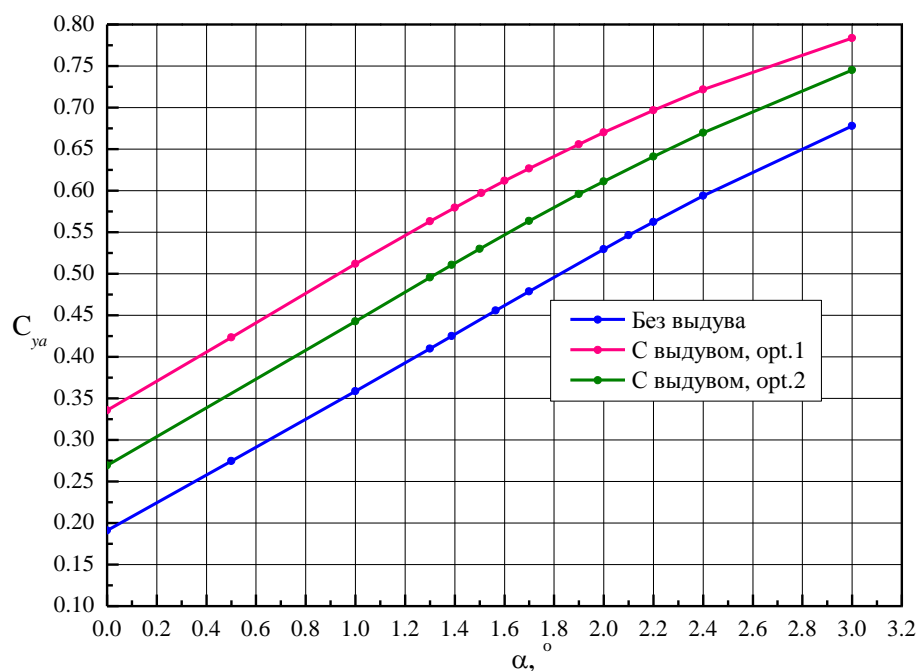


Рис. 8. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для гладкого профиля (синяя кривая), профиля с выдувом струи с максимальным качеством (красная), профиля с выдувом струи с минимумом сопротивления при постоянной подъемной силе (зеленая)

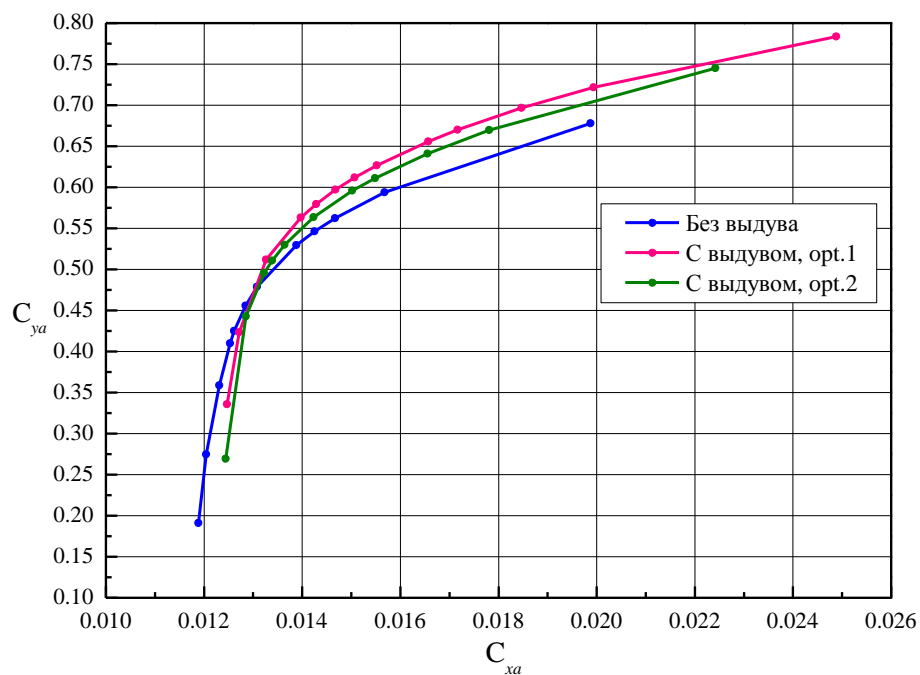


Рис. 9. Поляра полного сопротивления

Рисунок 9 показывает, что для  $C_{ya} < 0.48$ , поляр для гладкого профиля лежит левее от поляр с выдувом, а начиная с  $C_{ya} = 0.48$  она становится правее, что означает, что конфигурации с выдувом на этих режимах имеют меньшее сопротивление, чем без него.

Что касается аэродинамического качества (Рис. 10), то максимальное качество  $K_{max}$  достигается на больших  $C_{ya}$  и разница в  $K_{max}$  составила 2.3 для случая opt.1 и 1.3 для случая opt.2. Для струйных конфигураций  $K_{max}$  лежит в области меньших углов атаки (Рис. 11).

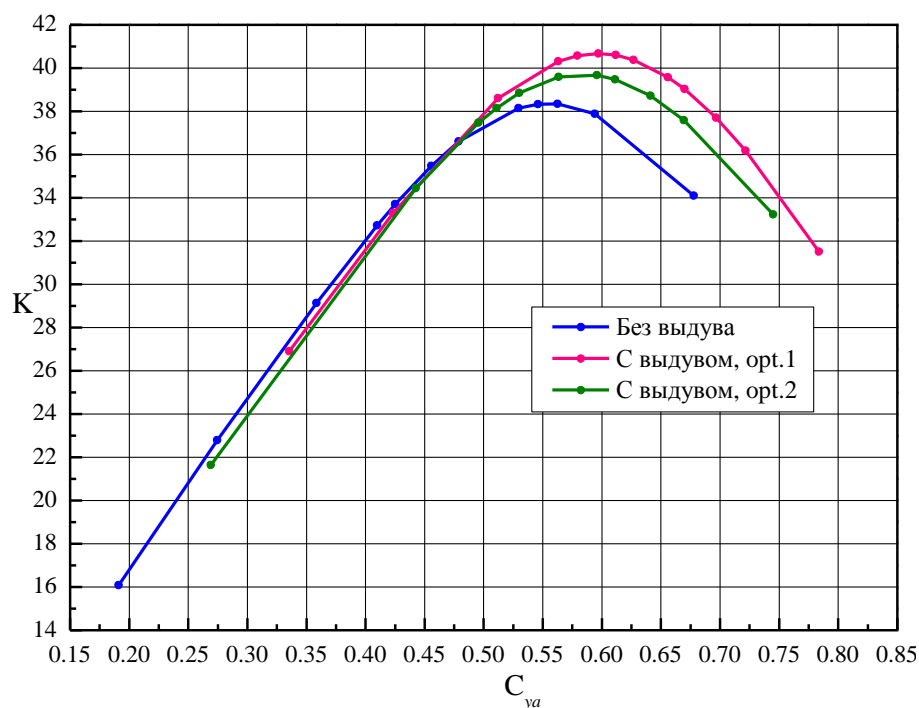


Рис. 10. Аэродинамическое качество от коэффициента подъемной силы

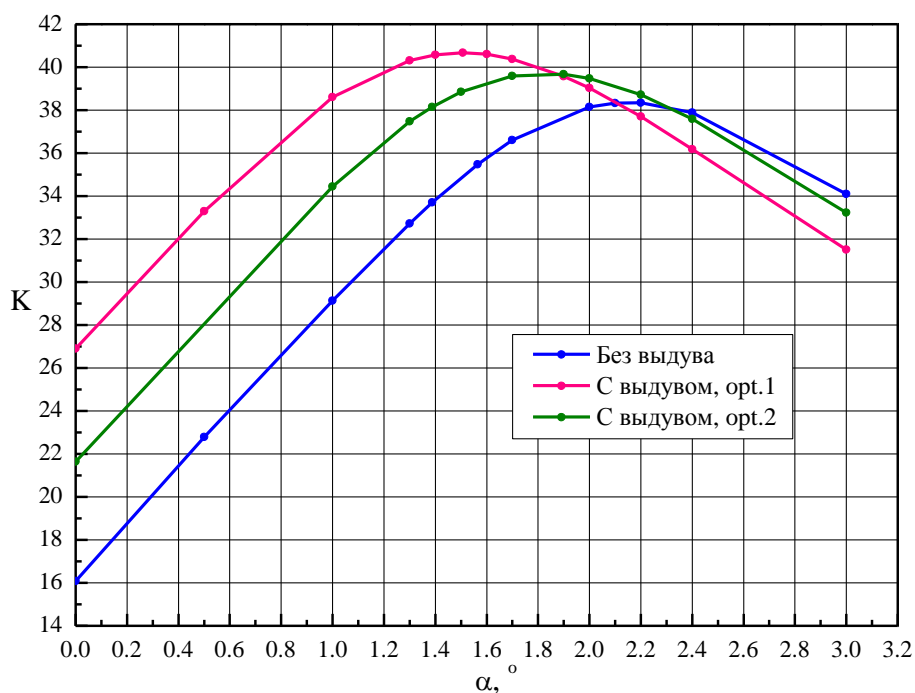


Рис. 11. Аэродинамическое качество от угла атаки

Сравнение распределений коэффициента давления по хорде с выдувом и без него показало (Рис. 12-13), что тангенциальный выдув струи приводит к лучшему восстановлению давления на задней кромке, что говорит о меньшей предрасположенности к отрыву потока. При этом положение скачка уплотнения на верхней поверхности профиля смещается вниз по потоку, а волновое сопротивление растет. В целом, поведение давления на верхней и нижней поверхности при одинаковом угле атаки говорит об увеличении подъемной силы.

Однако, как видно из Рис. 14, в случае со струей сопротивление трения увеличивается ниже по потоку от положения струи. Баланс увеличения подъемной силы и сопротивления меняется при  $C_{ya}=0.48$  (Рис. 9).

Следует отметить, что в работе рассмотрены случаи с практически безотрывным обтеканием (Рис. 14) на линейном режиме кривой подъемной силы от

угла атаки (Рис. 8). В этом случае можно говорить, что данный метод относится к методам управления циркуляцией профиля крыла [7], а не к методам уменьшения отрыва, как это было бы в случае больших углов атаки. При наличии выдува струи циркуляция профиля увеличивается, улучшая подъемную силу.

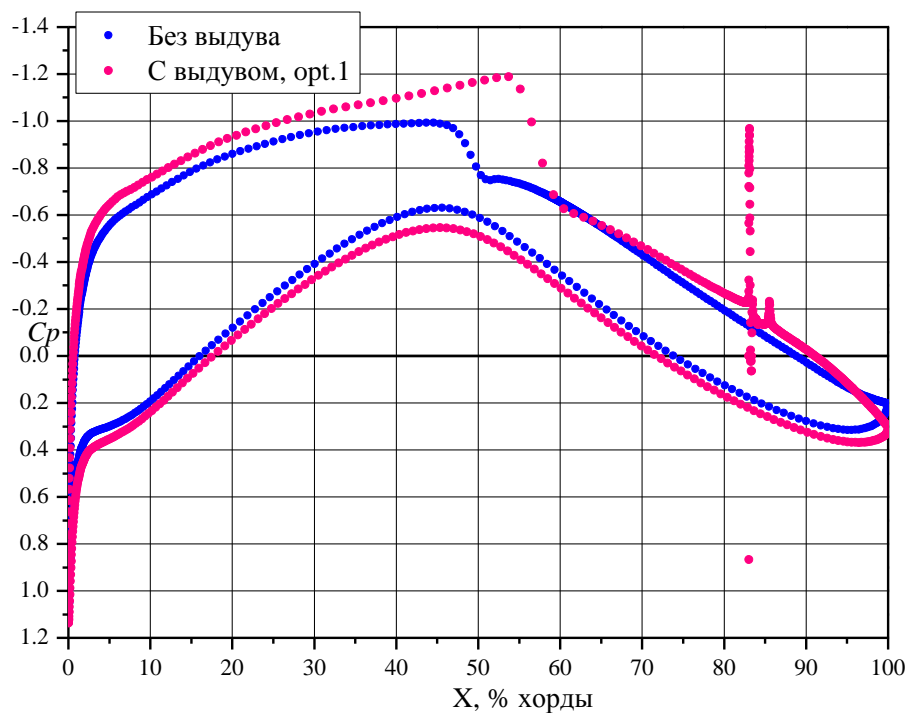


Рис. 12. Распределения коэффициента давления для случая opt.1 и гладкой конфигурации на  $\alpha_{opt1}=1.51^\circ$



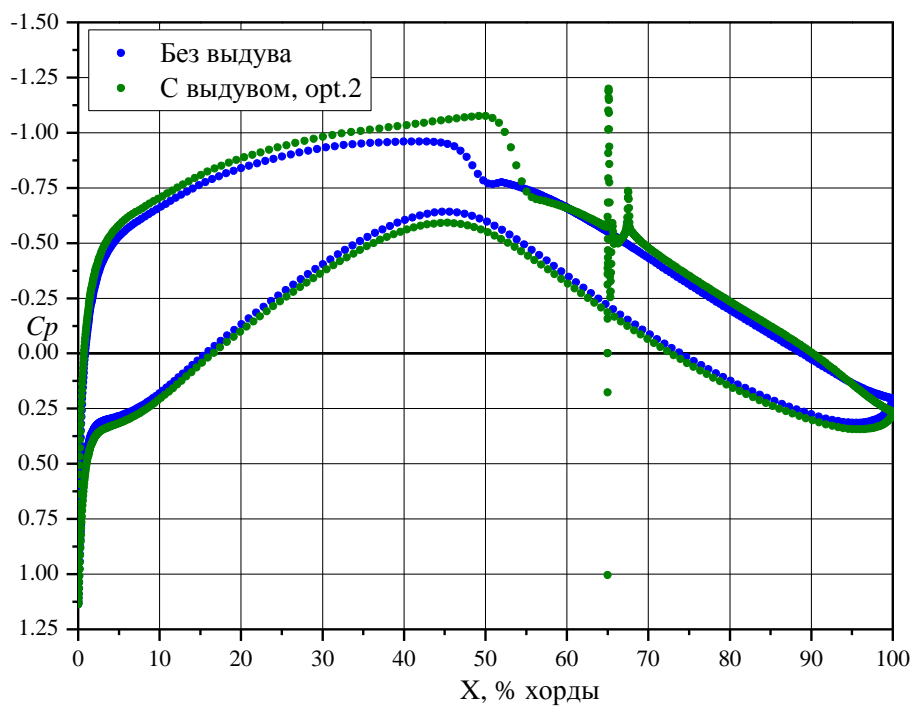


Рис. 13. Распределения коэффициента давления для случая орт.2 и гладкой конфигурации на угле атаки  $\alpha=1.39^\circ$

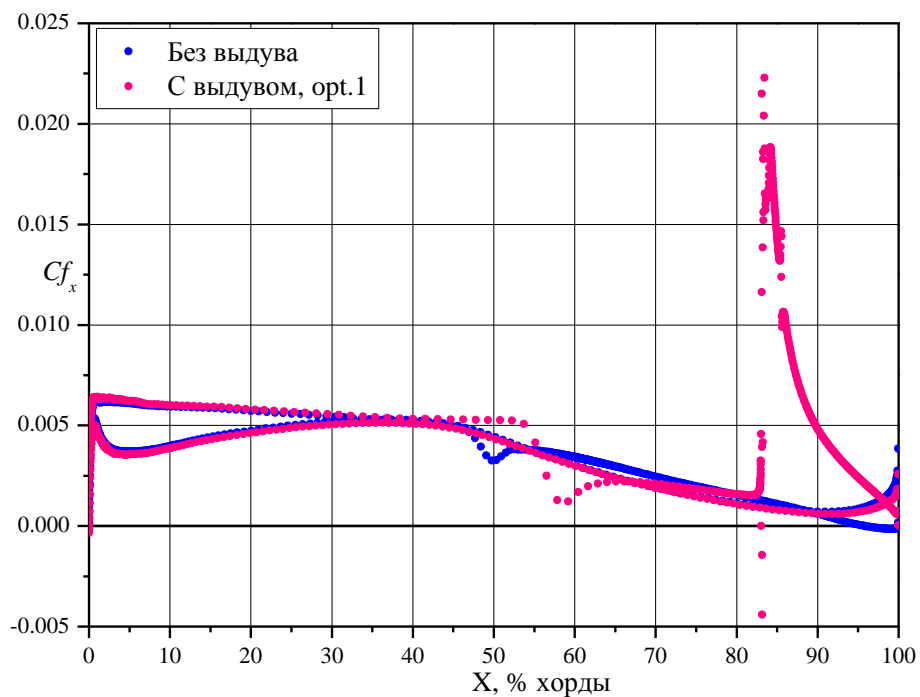


Рис. 14. X-компонента коэффициента поверхностного трения,  $\alpha=1.51^\circ$

## Выводы

Проведена оптимизация параметров выдува струи для трансзвукового профиля. Струя сжатого воздуха выдувалась из небольшого щелевого сопла тангенциально верхней поверхности профиля П-184-15СР для улучшения аэродинамических характеристик.

Оптимизация показала, что:

- для целевой функции максимизации качества оптимумом является положение на 83% хорды, оптимальный коэффициент импульса струи  $C_{\mu opt}=0.0049$ .
- оптимальный результат для целевой функции минимизации  $C_{xa}$  при постоянном  $C_{ya} \approx 0.51$  дает самое правое положение сопла из рассмотренных (65%), а оптимальный коэффициент импульса струи  $C_{\mu opt}=0.0051$ ;
- тангенциальный выдув с оптимальными параметрами увеличивает  $K_{max}$  на 6% для случая максимального качества; в случае минимизации сопротивления  $K_{max}$  вырос на 3.5%, а сопротивление уменьшилось на 1.1%.

В дальнейшем планируется рассмотреть более сложные целевые функции, учитывающие вклад от реакции струи, а также энергетические затраты на выдув струи.

*Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда  
(проект №16-19-10407).*

**Библиографический список**

1. Pearcey H.H. Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control, In: Boundary layer and flow control – its principles and application, Pergamon Press, Ed. by Lachmann, London, 1961, Vol. 2, 1170-1361.
2. Gadetskiy V.M., Serebriyskiy Ya.M., Fomin V.M. Investigation of the influence of vortex generators on turbulent boundary layer separation, NASA TT F-16056, 1974, available at: [https://archive.org/details/nasa\\_techdoc\\_19750004829/page/n9](https://archive.org/details/nasa_techdoc_19750004829/page/n9)
3. Krogmann P., Stanewsky E., Thiede P. Effects of suction on shock/boundary layer interaction and shock-induced separation // Journal Aircraft, 1985, no. 22(1), pp. 37 - 42.
4. Leonov S.B., Yarantsev D.A., Gromov V.G., Kuriachy A.P. Mechanisms of Flow Control by Near-Surface Electrical Discharge Generation, AIAA-Paper, 2005 - 780, 2005.
5. Marino A., Catalano P., Marongiu C., Peschke P., Hollenstein C., Donelli R. Effect of [http://www.aflonext.eu/files/3AF%202017/AFLoNext\\_3AF\\_Presentation\\_Sartor\\_170404.pdf](http://www.aflonext.eu/files/3AF%202017/AFLoNext_3AF_Presentation_Sartor_170404.pdf) Transonic Conditions, AIAA-Paper, 2013 - 2752, 2013.
6. Sartor F., Minervino M., Wild J., Wallin S., Maseland H., Dandois J., Soudakov V., Vrchota P. Flow Control at Trailing Edge of Wings and Profiles: an Overview of the Aflonext Project // 52nd 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, 28 March 2017, Lyon.
7. Гуереш Д., Попов С.А. Повышение топливной эффективности пассажирского самолета за счет минимизации веса неплоской несущей поверхности // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93356>

8. Сакорнсин Р., Попов С.А. Улучшение аэродинамических характеристик комбинированного крыла путем добавления треугольного выступа // Труды МАИ. 2013. № 65. [URL:http://trudymai.ru/published.php?ID=35943](http://trudymai.ru/published.php?ID=35943)
9. Скорынина А.О., Ерохин П.В., Артамонова Л.Г. Определение влияния дополнительного органа управления (щитком) на аэродинамические характеристики профиля крыла // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35658>
10. Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л. Проблемы повышения крейсерской скорости полета вертолета и пути их решения // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30115>
11. Губский В.В. Применение адаптивной механизации крыла на легком транспортном самолете // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41737>
12. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. – М.: Физматлит, 2011. - 404 с.
13. 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 European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), June 25 – Juli 3 2015, Krakow.
14. Petrov A.V, Bokser V.D, Sudakov G.G., and Savin P.V. Application of tangential jet blowing for suppression of shock-induced flow separation at transonic speeds // ICAS Paper 2010-3.7.2, 2010.

15. Petrov A.V., Potapchik A.V., Soudakov V.G. Investigation of flow control over the supercritical airfoil by tangential jet blowing at transonic speeds // ICAS Paper 2016-0173, 2016.
16. Пантелеев А.В., Летова Т.А., Помазуева Е.А. Применение методов глобальной оптимизации для параметрического синтеза обобщенного пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора в задаче управления полетом // Труды МАИ. 2015. № 79. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=55635>
17. Письменная В.А. Алгоритмическое и программное обеспечение меметического алгоритма поиска условного глобального экстремума // Труды МАИ. 2015. № 79. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=55650>
18. Бродский А.В. Автоматизация решения задач оптимизации при проектировании аэрокосмической техники // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=47068>
19. Баранов В.Н., Зо Л.У. Решение задачи оптимизации управления пространственным движением легкого самолета на основе принципа максимума Понтрягина // Труды МАИ. 2011. № 46. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26056>
20. Exler O., Schittkowski K., Lehmann T. A comparative study of numerical algorithms for nonlinear and nonconvex mixed-integer optimization // Mathematical Programming Computation, 2012, vol. 4, pp. 383 - 412.