

Управление взаимодействием ударной волны с пограничным слоем в трансзвуковом режиме с использованием системы генераторов закрученных струй и вихрей

© Tenzin Tadin, M.A. Брутян, Ye Htun

Московский физико-технический институт (Национальный исследовательский университет),
Долгопрудный, Московская обл., Россия
E-mail: tamdin6389@gmail.com

Поступило в Редакцию 28 апреля 2024 г.

В окончательной редакции 18 сентября 2024 г.

Принято к публикации 30 октября 2024 г.

Представлены результаты численного анализа работы массива совместно вращающихся мини-генераторов закрученных воздушных струй, установленных на модельном сверхкритическом аэродинамическом профиле P-18-415 под углом атаки $\alpha = 4^\circ$. Система активного управления потоком предназначена для работы в крейсерском режиме полета. Моделирование проводилось для условий, характерных для установившегося крейсерского режима; число Маха набегающего потока равнялось $M_\infty = 0.75$, при таком значении под воздействием ударной волны в пограничном слое происходит точечный срыв потока. Система трехмерных сжимаемых уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, решалась с помощью пакета Ansys Fluent с использованием realizable $k-\varepsilon$ модели турбулентности из двух уравнений. Определена конфигурация конструкции, оптимальная по коэффициенту давления (C_p) и отношению подъемной силы к лобовому сопротивлению (аэродинамическому качеству) ($K = C_l/C_d$).

Ключевые слова: мини-генераторы закрученных воздушных струй, средства управления трансзвуковым потоком, бафтинг (аэродинамическая неустойчивость), взаимодействие ударной волны с пограничным слоем.

DOI: 10.61011/PJTF.2024.23.59394.6459k

В области высокоскоростной аэродинамики такое явление, как взаимодействие ударных волн с пограничным слоем (УВ–ПС), играет определяющую роль в широком спектре аэрокосмических приложений, включая крылья, рассчитанные на работу в трансзвуковом режиме, сверхзвуковые воздухозаборники, сопла ракет и возвращаемые аппараты. Взаимодействие ударной волны с пограничным слоем приводит к образованию значительного по величине неблагоприятного градиента давления, что в свою очередь способствует возникновению таких различных сложных явлений, как нестационарные колебания ударных волн, термические напряжения на поверхностях аппарата и колебания волн давления. Подобные эффекты могут в конечном итоге привести к срыву потока и другим критическим аэродинамическим явлениям [1]. Возникновение трансзвукового бафтинга на частоте структурного резонанса может вызывать усталость конструкции, тем самым увеличивая риск аварий в полете. Чтобы смягчить вредное воздействие УВ–ПС-взаимодействия, был разработан ряд различных методов управления срывом потока, позволяющих подавить срыв и задержать или предотвратить возникновение трансзвукового бафтинга.

Классический подход к управлению срывом потока подразумевает физическое изменение пограничного слоя посредством всасывания и выдувания [2]; этот метод хорошо зарекомендовал себя в данной задаче. Кроме того, была показана возможность управления бафтингом в широком спектре условий потока с помощью различных методов активного управления потоком, та-

ких как продувка тангенциальной струей воздуха [3], использование закрылков [4] и установка генераторов жидкостных вихрей [5]. Преимущество этих методов заключается в возможности селективного переключения режимов во время крейсерского полета, что повышает их адаптируемость.

Кроме того, рассматривались и пассивные средства управления бафтингом, вызванным ударной волной, включая турбулизаторы, регулирующие ударные волны [6], микроволнистые поверхности [7] и вихревые генераторы [8], ввиду их простоты по сравнению с активными подходами. Отметим, однако, что, хотя эти приспособления и являются эффективными средствами управления ударным срывом потока, их физическое присутствие на аэродинамических поверхностях может привести к дополнительному паразитному лобовому сопротивлению. Кроме того, они обычно оптимизированы под конкретные режимы полета и условия потока, что ограничивает их универсальность. Напротив, генераторы воздушных струй обладают тем преимуществом, что сводят к минимуму потери на лобовое сопротивление, поскольку их можно отключить, когда они не нужны; таким образом, они представляют собой решение, которое не только более эффективно, но и лучше адаптируется к различным условиям эксплуатации.

В недавно проведенном исследовании численный анализ действия массива совместно вращающихся мини-генераторов воздушных струй (Ми-ГВС, Mi-AJVG), развернутого на модельном сверхкритическом аэродинамическом профиле крыла P-18-415 при угле атаки $\alpha = 4^\circ$,

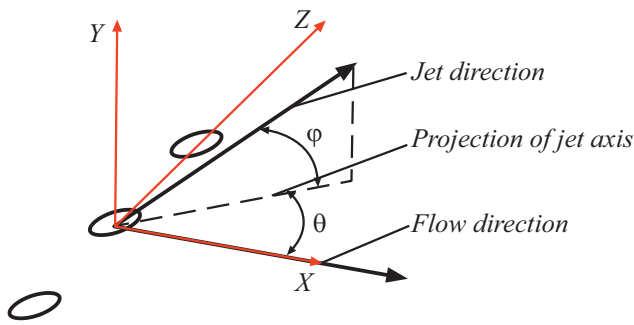


Рис. 1. Угловая диаграмма закрученных воздушных струй [2].

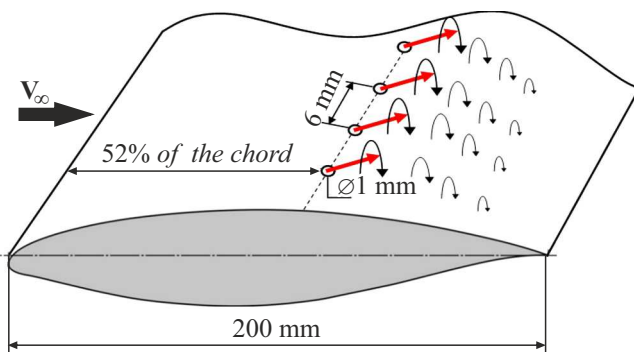


Рис. 2. Схема расположения генераторов Ми-ГЗВС на сверхкритическом аэродинамическом профиле [2].

Данные о влиянии средств управления срывом потока на аэродинамические характеристики

Средство управления	C_l	C_d	K
–	0.459	0.0395	11.6
Ми-ГВС	0.481	0.0392	12.3
Ми-ГЗВС	0.486	0.0393	12.4

показал эффективность этого метода в задаче модуляции взаимодействия УВ–ПС в трансзвуковых режимах [9].

Последние достижения в области развития систем управления трансзвуковыми потоками привели к введению в конструкцию Ми-ГВС механизмов закручивания струй. В настоящей работе предлагается новая концепция, в рамках которой для дальнейшего повышения эффективности управления потоком предусматривается установка на профиле крыла мини-генераторов закрученных воздушных струй (Ми-ГЗВС, Ми-SAJVG). В отличие от Ми-ГВС генераторы Ми-ГЗВС вырабатывают струи, скорость вращения которых достаточна для инициации их собственной завихренности, придающей дополнительный импульс срывающемуся пограничному слою.

Число Маха исследуемого набегающего потока составляло $M_\infty = 0.75$; при таком значении на сверхкритическом профиле Р-18-415 возникает сильное взаимо-

действие УВ–ПС [9]. Число Рейнольдса, определяемое по длине хорды, составляло $Re = 3.0 \cdot 10^6$ и считалось полностью турбулентным; трехмерные сжимаемые уравнения Навье–Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались методом конечного объема с помощью пакета ANSYS Fluent. Для расчета турбулентной вязкости использовалась realizable $k-\varepsilon$ модель турбулентности с двумя уравнениями и более точным учетом влияния стенок. Для пространственной дискретизации использовалась неявная противоточная разностная схема расщепления второго порядка Roe-Flux. Результаты расчетов, в частности значения коэффициента давления (C_p) и аэродинамического качества (K), оказались весьма многообещающими в смысле ослабления взаимодействия между трансзвуковой ударной волной и пограничным слоем.

Численное моделирование было выполнено для условий крыла со сверхкритическим профилем Р-18-415 при угле атаки $\alpha = 4^\circ$ (крейсерский режим). Углы отклонения и подъема генераторов Ми-ГЗВС составляли $\varphi = 45^\circ$ и $\theta = -45^\circ$ соответственно. Схема с указанием углов отклонения и подъема представлена на рис. 1. Генераторы были организованы в виде единого массива одновременно поворачивающихся элементов, при этом закрученные струи были направлены одинаково, а выбрасываемые вихри имели одно и то же направление вращения; как видно из рис. 2, они располагаются на уровне 52% от длины хорды.

Для проведения численного анализа была построена структурная сетка, содержащая около 10 млн ячеек. Эта сетка в первую очередь охватывала область, расположенную вперед по потоку, а над каждым интервалом между генераторами располагались дополнительные специальные подсетки для учета областей вращения. Для моделирования пограничного слоя была построена специальная O-сетка, перпендикулярная поверхности и состоящая по высоте из 20 ячеек. Высота ячейки сетки в первом от поверхности крыла ряду определялась из соображений получения количества ячеек, достаточного для точной оценки влияния стенки: $y^+ = \rho u_\tau y_p / \mu$, где u_τ — характеристическая скорость, y_p — расстояние от точки в пространстве до стенки профиля, ρ — плотность окружающей среды, μ — вязкость воздуха. Параметры сеток подбирались в соответствии с требованиями расчетной программы, в частности так, чтобы значение параметра y^+ было ≤ 5 (таковы рекомендации для realizable $k-\varepsilon$ модели турбулентности); в настоящей работе значение y^+ поддерживалось на уровне ≤ 0.52 . Каждая область завихрения характеризуется радиусом (r) длиной 0.002 м и скоростью вращения (N) 10 471 rad/s; ее положение привязано к координатам оси завихрения на каждом интервале, направление характеризуется углами $\varphi = 45^\circ$ и $\theta = -45^\circ$.

Действие генераторов Ми-ГЗВС при наличии поступательной и вращательной компонент скорости, равных соответственно 10 м/с и 10 471 rad/s, способствует увеличению импульса струи в области пограничного слоя. Этот дополнительный импульс помогает снизить

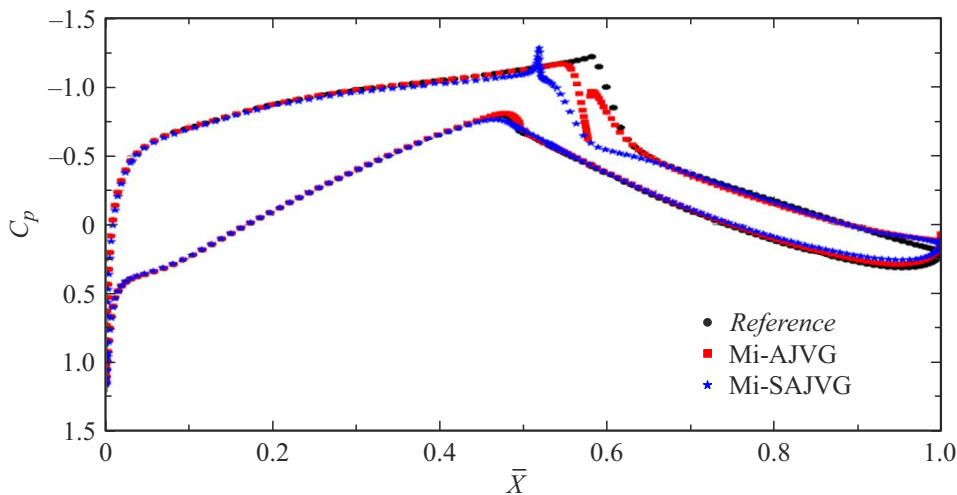


Рис. 3. Сравнительная диаграмма распределений коэффициента давления при $M_\infty = 0.75$ и $Re = 3.0 \cdot 10^6$ при наличии и в отсутствие управления потоком.

неблагоприятные градиенты давления, вызванные нестационарным движением ударных волн. Обычно ударные волны вызывают резкий рост давления ниже по потоку, что приводит к потере импульса пограничного слоя и инициирует срыв потока. Однако после установки на крыле со сверхкритическим профилем генераторов Ми-ГЗВС изменение давления делается более плавным, чем в эталонном варианте, когда под действием ударной волны происходит резкий скачок давления (рис. 3).

При активации струй образовывались продольные вихри, которые быстро затухали вдоль хорды. Если сделать соотношение скоростей выше, вихри становятся более устойчивыми, что характерно для случая Ми-ГВС. Введение для воздушно-струйного генератора дополнительной составляющей скорости приводит к усилению вихрей, которые можно проследить на большем расстоянии вдоль линии от точки их зарождения до задней кромки крыла.

В случае генератора Ми-ГВС эффективность вихрей становится все более ограниченной по мере того, как они поднимаются вверх при продвижении вдоль хорды. И напротив, в случае генераторов Ми-ГЗВС закрученные струи, будучи инициированы, вращаются против часовой стрелки (аналогично однородному потоку с диполем и вихрем) с образованием циркуляции и подъемной силы [10]. Эти закрученные против часовой стрелки струи создают отрицательную подъемную силу, прижимающую вихри к пограничному слою и предотвращающую их подъем над поверхностью. Рис. 3 позволяет сравнить распределения коэффициентов давления, полученные на эталонной конструкции крыла и при применении двух методов управления срывом потока. В случае генератора Ми-ГЗВС наличие завихрения вызывает резкий скачок на кривой зависимости C_p от \bar{X} после точки ввода закрученной струи. Видно, что активные методы управления потоком инициируются

непосредственно перед точкой присоединения ударной волны и влияют на ее положение.

Таким образом, применение генераторов Ми-ГЗВС, осуществляющих как поступательное, так и вращательное движение воздушных струй, позволяет увеличивать импульс струи внутри пограничного слоя, благодаря чему эффективно предотвращается появление неблагоприятных градиентов давления, порождаемых нестационарными ударными волнами. При использовании генераторов Ми-ГЗВС изменение давления вдоль ударной волны происходит более плавно, чем в эталонном случае. Данные, представленные в таблице, с очевидностью демонстрируют улучшение аэродинамических условий. Кроме того, введение дополнительной составляющей скорости приводит к образованию более устойчивых продольных вихрей, которые распространяются вдоль хорды крыла на более длинные расстояния при более высоких соотношениях между компонентами скорости. Эти результаты подчеркивают способность генераторов Ми-ГЗВС эффективно улучшать аэродинамические характеристики крыла и управлять срывом потока, вызванным ударной волной.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] H. Babinsky, J. Détery, in *Shock wave-boundary-layer interactions*, ed. by H. Babinsky, J.K. Harvey. Cambridge Aerospace Ser. (Cambridge University Press, 2011), p. 87–136. DOI: 10.1017/cbo9780511842757.003
- [2] H. Schlichting, K. Gersten, in *Boundary-layer theory* (Springer, Berlin–Heidelberg, 2000), p. 291–320. DOI: 10.1007/978-3-642-85829-1_11

- [3] К.А. Абрамова, А.А. Рыжов, В.Г. Судаков, К.Г. Хайруллин, Изв. РАН. Механика жидкости и газа, № 2, 173 (2017). DOI: 10.7868/S0568528117020037 [К.А. Abramova, A.A. Ryzhov, V.G. Sudakov, K.G. Khairullin, Fluid Dyn., **52**, 329 (2017). DOI: 10.1134/S0015462817020168].
- [4] Y. Tian, Z. Li, P.Q. Liu, J. Aircraft, **55**, 382 (2018). DOI: 10.2514/1.C033134
- [5] J. Dandois, A. Lepage, J.-B. Dor, P. Molton, F. Ternoy, A. Geeraert, V. Brunet, É. Coustols, Compt. Rend. Mécan., **342**, 425 (2014). DOI: 10.1016/j.crme.2014.01.015
- [6] A. D’Aguanno, F.F. Schrijer, B.W. van Oudheusden, in *AIAA Aviation 2021 Forum* (Virtual event, 2021), paper AIAA 2021-2558. DOI: 10.2514/6.2021-2558
- [7] М.А. Брутян, А.В. Волков, А.В. Потапчик, Письма в ЖТФ, **46** (12), 34 (2020). DOI: 10.21883/PJTF.2020.12.49525.18054 [M.A. Brutyan, A.V. Volkov, A.V. Potapchik, Tech. Phys. Lett., **46**, 603 (2020). DOI: 10.1134/s1063785020060188].
- [8] H. Holden, H. Babinsky, J. Aircraft, **44**, 170 (2007). DOI: 10.2514/1.22770
- [9] M.A. Brutyan, T. Tadin, Aerospace Syst., **7**, 83 (2024). DOI: 10.1007/s42401-023-00223-8
- [10] J.D. Anderson, Jr., in *Encyclopedia of physical science and technology*, 3rd ed. (Academic Press, 2003), p. 1–21. DOI: 10.1016/B0-12-227410-5/00915-7