

Научная статья  
УДК 62.5  
DOI: [10.34759/trd-2022-125-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-06)

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЛОКАЛЬНОЙ АДАПТАЦИИ СЕТКИ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В ЗАДАЧЕ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

Александр Андреевич Сназин<sup>1</sup>, Артем Васильевич Шевченко<sup>2</sup>,  
Евгений Борисович Панфилов<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,

Санкт-Петербург, Россия

<sup>1,2,3</sup>[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**Аннотация.** Рассматриваются результаты численного и экспериментального исследования сверхзвукового обтекания тела с затупленной иглой. Показано снижение затрат вычислительных ресурсов и повышения согласованности численного моделирования с результатами экспериментальных исследований на сверхзвуковой аэродинамической трубе с помощью применения локальной адаптации сетки в областях больших газодинамических неоднородностей.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой поток, адаптация сетки

**Для цитирования:** Сназин А.А., Шевченко А.В., Панфилов Е.Б. Исследование локальной адаптации сетки конечных элементов в задаче обтекания тела сверхзвуковым потоком // Труды МАИ. 2022. № 125. DOI: [10.34759/trd-2022-125-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-06)

Original article

# INVESTIGATION OF THE FINITE ELEMENT MESH LOCAL ADAPTATION IN THE PROBLEM OF SUPERSONIC FLOW NEAR BODY

Alexander A. Snazin<sup>1</sup>, Artem V. Shevchenko<sup>2</sup>,

Evgeny B. Panfilov<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Mozhaisky Military Space Academy,

Saint Petersburg, Russia

<sup>1,2,3</sup>[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**Abstract.** The traveling at supersonic speed generates a detached bow shock wave ahead of it. Downstream of that, the flow attains large increases of pressure and temperature, which are responsible for the high drag and aerodynamic heating. High drag values increase fuel usage and reduce the ratio of payload to total takeoff weight [1].

The paper considers supersonic flow at Mach number  $M=4.2$ . The condition of adhesion and isothermicity with a temperature  $T = 300$  K is established on the streamlined surface of the object of study. The flow is considered axisymmetric with respect to the OX axis. The simulation was carried out in a two-dimensional formulation on a structured prismatic grid containing 506 thousand elements, 65 elements account for the boundary layer. The ratio of the diameter of the main cylinder to the length of the needle is  $L/D = 1.4$ .

During the calculation, the mesh cells are adapted in the zones of flow inhomogeneities. The number of adapted cells is 835 thousand, the number of unadapted cells of the original grid is 234 thousand. A homogeneous grid with the size of the cells

corresponding to the adapted cells would contain about 2687 thousand cells. Thus, local adaptation allowed to reduce the amount of calculations by 2,5 times.

As a result of the calculations carried out, the difference in the distribution of the pressure coefficient on the surface of the model and in the position of the head shock wave between the adapted and non-adapted grid is clearly traced.

Comparison of the results of visualization of flow inhomogeneities in supersonic body flow obtained experimentally on a wind tunnel and numerical modeling. The results of numerical simulation are in good agreement with experimental data.

The calculations presented in the article showed that the use of local grid adaptation in the areas of gas-dynamic inhomogeneities allowed not only to reduce the cost of computing, but also to achieve a good agreement of numerical results with the results obtained experimentally on a supersonic wind tunnel.

**Keywords:** supersonic flow, mesh adaptation

**For citation:** Snazin A.A., Sevchenko A.V., Panfilov E.B. Investigation of the finite element mesh local adaptation in the problem of supersonic flow near body. *Trudy MAI*, 2022, no. 125. DOI: [10.34759/trd-2022-125-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-06)

## Ведение

Движение тел со сверхзвуковой скоростью сопровождается возникновением скачка уплотнения в носовой части. За скачком уплотнения, на поверхности летательного аппарата (ЛА), происходит значительное повышение давления и температуры, что приводит к высокому лобовому сопротивлению и аэродинамическому нагреву. Задача обтекания сверхзвуковым потоком тела с иглой

и уступов различной конфигурации встречается во многих приложениях аэродинамики, например, при изучении обтекания элементов ЛА с целью уменьшения лобового сопротивления. В свою очередь выступающие элементы ЛА могут также выполнять функцию управляющих плоскостей для создания моментов. Вопросам течения близи уступов с различными углами наклона в широком диапазоне газодинамических параметров посвящено большое количество работ [1-9]. Такие работы проводились для лучшего понимания процессов возникновения ударно-волновых структур в углах сжатия при различных скоростях обтекания набегающим потоком. Прямой уступ является предельным случаем угла сжатия. Одной из особенностей течения вблизи прямого уступа является наличие отрывной зоны, которая может оказаться нестационарной и негативно влиять на аэродинамические характеристики ЛА. Стоит отметить, что такой характер течения может привести к значительным акустическим колебаниям, которые могут перейти в автоколебательный режим. В результате передняя отрывная зона будет периодически появляться и исчезать, что приведет к существенным изменениям в структуре течения.

### **Постановка задачи**

В работе рассматривается обтекание тела осесимметричной формы сверхзвуковым потоком при числе Маха  $M_\infty=4,2$ . На обтекаемой поверхности ЛА устанавливается условие прилипания и изотермичности с температурой  $T_\infty = 300$  К. Течение считается осесимметричным относительно оси ОХ. Расчеты проводились на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замыкающиеся уравнением турбулентности  $k-\omega$  SST [1,2,16-20].

Общий вид модели и геометрические характеристики представлены на рисунке 1. Модель состоит из цилиндра диаметром  $D = 20$  мм, на котором установлена игла, представляющая собой цилиндр с диаметром много меньшим  $D$ . Отношение длины иглы к диаметру основного цилиндра составляет  $L/D = 1,4$ .

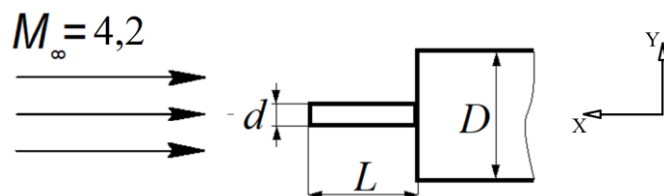


Рисунок 1 – Геометрические характеристики модели

Моделирование проводилось на структурированной призматической сетке, содержащей 506 тыс. элементов, на толщину пограничного слоя приходится 65 элементов (параметр  $y^+ = 0,3$ ) (рисунок 2).

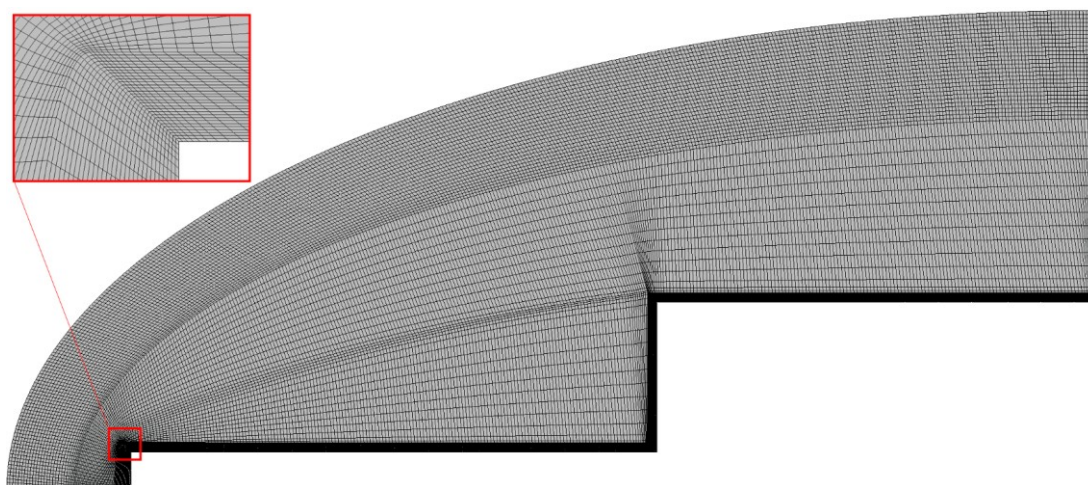


Рисунок 2 – Сетка конечных элементов

### Результаты исследований

Структура потока вблизи иглы представлена на рисунке 3. Около передней кромки иглы возникает скачок уплотнения, за ним образуется зоны рециркуляции, которая заполняется воздухом с низким динамическим давлением. Образовавшийся

головной скачок уплотнения на игле и зона рециркуляции приводит к снижению лобового сопротивления, по сравнению с обтеканием тела без иглы [10]. В зоне повторного присоединения, где отсоединенный пристеночный слой ударяется о выступ цилиндра, создается ударная волна при повторном его присоединении, а поток разворачивается и движется параллельно поверхности тела.

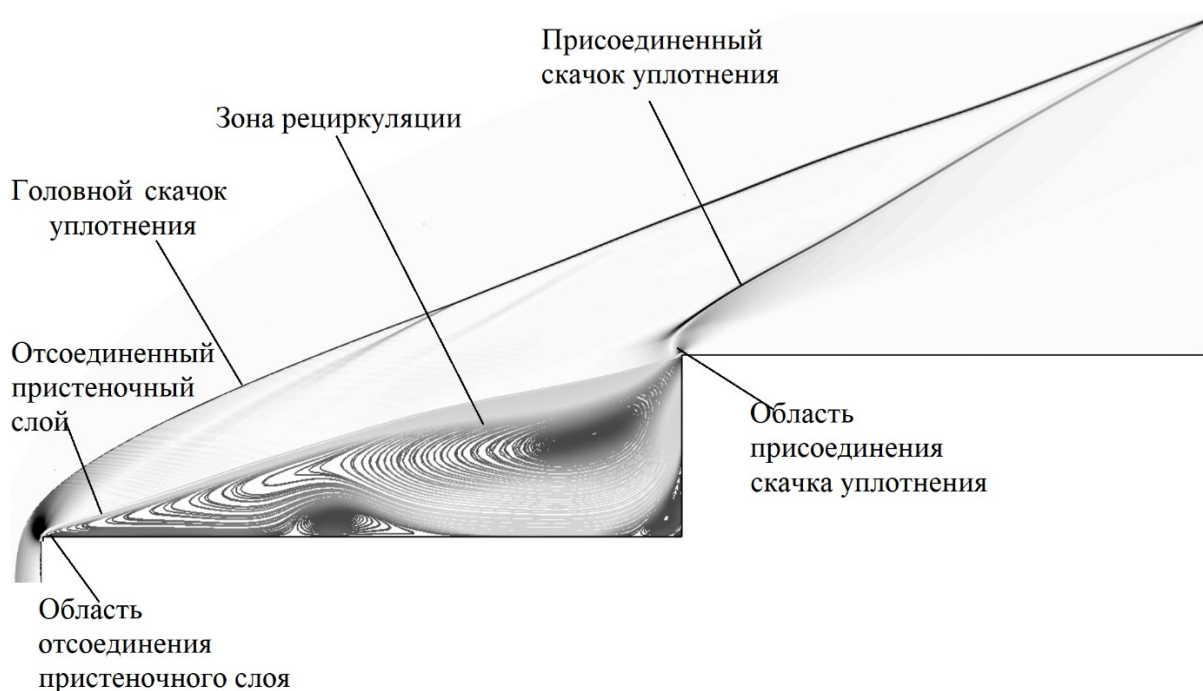


Рисунок 3 – Структура потока вблизи тела с иглой

В процессе расчета в зонах неоднородностей потока происходит адаптация ячеек сетки по градиентам давления, через каждые 200 итераций. Общее количество итераций составило 100 тыс. На рисунке 4 красным цветом показаны ячейки, которые подвергаются адаптации. Количество адаптированных ячеек составляет 835 тыс., число неразбитых ячеек исходной сетки 234 тыс. Однородная сетка с размером ячеек, соответствующих адаптированным ячейкам, содержала бы около 2687 тыс. ячеек. Таким образом, локальная адаптация позволила сократить объем времени вычислений в 2,5 раза.

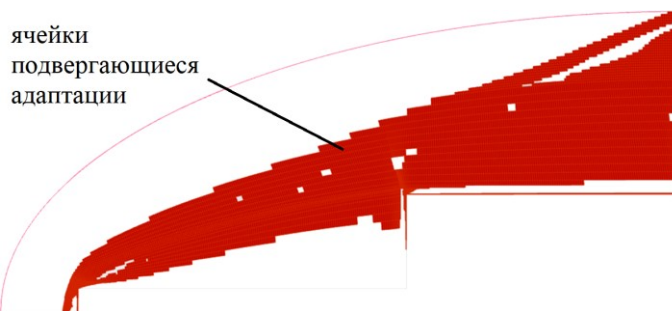


Рисунок 4 – Адаптация сетки в зонах больших градиентов давления.

В результате проведенных расчетов четко прослеживается разница в распределении коэффициента давления ( $C_p$ ) на поверхности модели и в положении головного скачка уплотнения между результатами полученными на адаптированной и неадаптированной сетке (рисунок 5). Из рисунка видно, что на сетке без адаптации вблизи точки отрыва пристеночного слоя  $L = 0$ , коэффициент давления сильно занижен  $C_p=0,01$ , что является ошибкой моделирования. В свою очередь на адаптированной сетке коэффициент давления в аналогичной точке равен  $C_p=0,09$ . Вблизи основания иглы ( $L/D > 0.8$ ) на адаптированной сетке, коэффициент давления значительно снижается  $C_p=0,01$ , по сравнению с решением на не адаптированной сетки  $C_p=0,07$ , из-за более точного разрешения рециркуляционных вихрей.

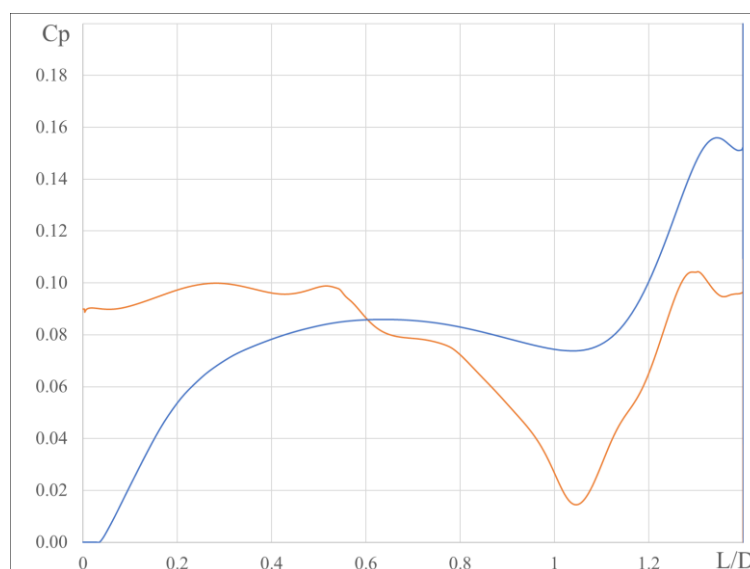


Рисунок 5 – Коэффициент давления на поверхности модели  
 — сетка без адаптации; — адаптированная сетка

Плотность сетки оказывает значительное влияние на величину числовой диффузии. На рисунках 6 и 7 показаны поля распределения числа Маха и величины давления вблизи ЛА, полученные с использованием исходной и адаптированной сетки. На неадаптированной сетке граница головного скачка уплотнения менее выражена (рисунки 6 и 7, а), а присоединенная ударная волна на внешней кромке цилиндра практически не прослеживается, по сравнению с расчетом после адаптации сетки конечных элементов (рисунки 6 и 7, б).

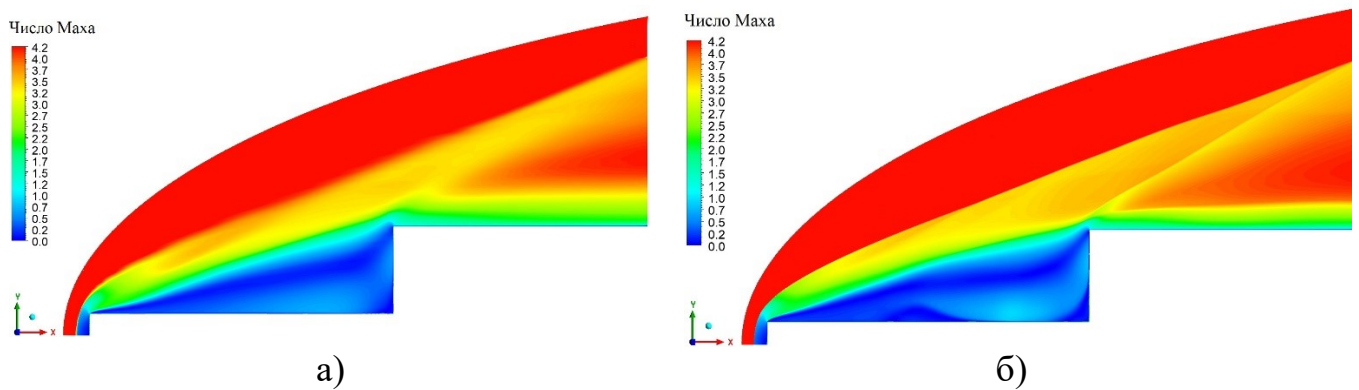


Рисунок 6 – Значения чисел Маха на исходной (а) и адаптированной сетке (б).

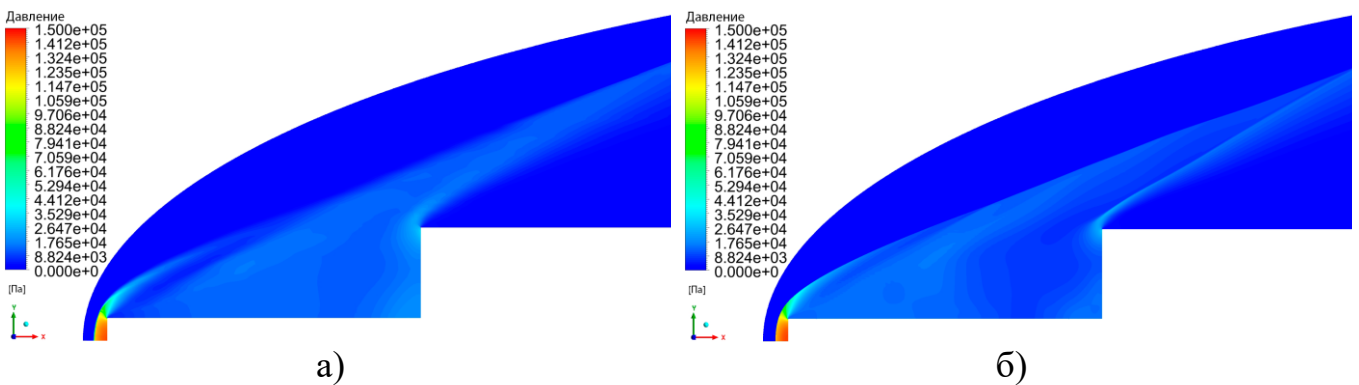


Рисунок 7 – Значения давления на исходной (а) и адаптированной сетке (б).

Результаты решения обтекания тела на неадаптированной сетке достаточно близко к результатам проведенных экспериментов, однако адаптация сетки позволяет значительно повысить согласие с экспериментальными данными.



На рисунке 8 показано сравнение результатов визуализации неоднородностей потока при сверхзвуковом обтекании тела, полученных экспериментальным путем на аэродинамической трубе и полученными результатами расчетов.

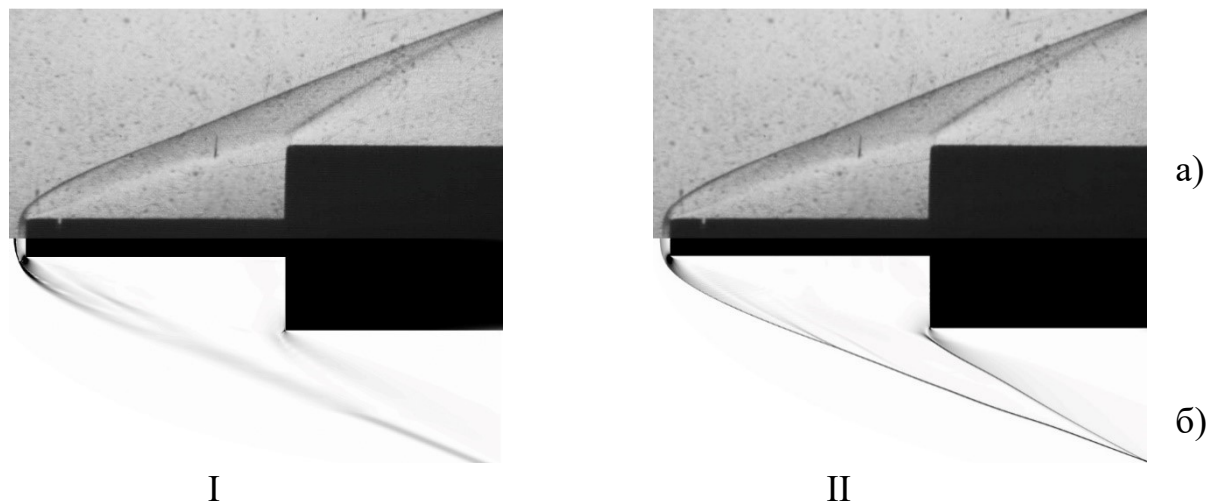


Рисунок 8 – Шлирен-теневая картина обтекания ЛА ( $M_\infty = 4,2$ )

I - исходная сетка; II – адаптированная сетка

а) эксперимент; б) расчет

Результаты экспериментальных исследований для числа Маха  $M_\infty = 4,2$  получены на сверхзвуковой аэродинамической трубе рессиверного типа с закрытой рабочей частью. Для визуализации течения использовалась шлирен-теневая схема, для фиксации видеоизображения применялась высокоскоростная монохромная камера MegaSpeed. На рисунке 8 показаны результаты численного моделирования на исходной и адаптированной сетках в сравнении с результатами экспериментов. На неадаптированной сетке (рисунок 8, I) видна ошибка в определении положении головного скачка уплотнения на игле. А также размыта граница присоединенного скачка уплотнения (рисунок 8, I). Как видно из рисунка 8 II, что результаты численного моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными (рисунок 8, II) [11-15].

## Заключение

Приведенные в статье расчеты показали, что применение локальной адаптации сетки в областях газодинамических неоднородностей позволило не только сократить затраты вычислительных мощностей в 2,5 раза, но и добиться хорошего согласования численных результатов с результатами, полученными экспериментальным путем на сверхзвуковой аэродинамической трубе. Расхождения в значениях составило: для числа Маха  $\Delta M \approx 3,2\%$ ; для давления торможения  $\Delta p \approx 8,2\%$

### Список источников

1. Menezes V., Saravanan S., Reddy K.P.J. Shock Tunnel Study of Spiked Aerodynamic Bodies Flying at Hypersonic Mach Numbers // Shock Waves, 2001, vol. 12, no. 3, pp. 197-204. DOI:[10.1007/s00193-002-0160-3](https://doi.org/10.1007/s00193-002-0160-3)
2. Datta V. Gaitonde. Progress in shock wave/boundary layer interactions // Progress in Aerospace Sciences, 2015, vol. 72, pp 80-99.
3. J. Green. Interactions between shock waves and turbulent boundary layers // Progress in Aerospace Sciences, 1970, vol. 11, pp. 235-340.
4. Jean Déleroy, Jean-Paul Dussauge. Some physical aspects of shock wave/boundary layer interactions // Shock Waves, 2009, vol. 19, pp. 453-468 DOI:[10.1007/s00193-009-0220-z](https://doi.org/10.1007/s00193-009-0220-z)
5. Боровой В.Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. - М.: Машиностроение, 1983. – 144 с.
6. D. Dolling. Fifty years of shock wave/boundary layer interaction research: what next? // AIAA Journal, 2001, vol. 39(8), pp. 1517-1531. DOI:[10.2514/2.1476](https://doi.org/10.2514/2.1476)

7. Бабулин А.А., Босняков С.М., Власенко В.В., Енгулатова М.Ф., Матяш С.В., Михайлов С.В. Опыт валидации и настройки моделей турбулентности применительно к задаче об отрыве пограничного слоя на клине конечной ширины // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2016. Т. 56. № 6. С. 1034-1048. DOI: [10.7868/S0044466916060053](https://doi.org/10.7868/S0044466916060053)
8. Сназин А.А., Шевченко А.В., Панфилов Е.Б., Прилуцкий И.К. Исследование взаимодействия недорасширенной газовой струи, выдуваемой из тела, с высокоскоростным набегающим потоком // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)
9. Панфилов Е.Б., Шевченко А.В., Прилуцкий И.К., Сназин А.А. Оценка управляющих усилий газодинамических органов управления летательных аппаратов на гиперзвуковых режимах полета с использованием гиперзвуковой аэродинамической трубы ИТ-1М // Труды МАИ. 2021. № 118. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158212>. DOI [10.34759/trd-2021-118-03](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-03).
10. Menezes V., Saravanan S., Jagadeesh G. Experimental Investigations of Hypersonic Flow over Highly Blunted Cones with Aerospikes // AIAA Journal, 2003, vol. 41, no. 10. DOI:[10.2514/2.1885](https://doi.org/10.2514/2.1885)
11. Ротэрмель А.Р., Яшков С.А., Шевченко В.И. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата в сверхзвуковой аэродинамической трубе СТ-3 с использованием программно-аппаратного комплекса // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=159783>. DOI [10.34759/trd-2021-119-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-06).

12. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=74692>
13. Знаменская И.А., Гвоздева Л.Г., Знаменский Н.В. Методы визуализации в механике газа. - М.: МАИ, 2001. - 57 с.
14. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Т. VI. Гидродинамика. - М.: Наука, 1986. – 736 с.
15. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. - М.: Высшая школа, 1988. – 351 с.
16. Hubova O., Veghova I., Kralik J. Experimental and numerical investigation of in-line standing circular cylinders in steady and turbulent wind flow // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2019, vol. 603, issue 3, pp. 032008.
17. Barth T.J. Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes // In Proceedings of the Technical Report AIAA-89-0366. AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, 17 August 2012.
18. Michalcová V., Lausová L., Kološ I. Numerical modelling of flow around thermally loaded object // ATEC Web of Conferences, 2017, no. 107, pp. 00082. DOI:[10.1051/matecconf/201710700082](https://doi.org/10.1051/matecconf/201710700082)
19. Zhong W., Zhang T., Tamura T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology // Sustainability, 2019, no. 11 (15), pp. 4231. DOI:[10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)

20. Qin Q., Xu J., Guo S. Fluid-thermal analysis of aerodynamic heating over spiked blunt body configurations // *Acta Astronautica*, 2017, vol. 132, pp. 230-242. DOI: [10.1016/j.actaastro.2016.12.037](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.037)

## References

1. Menezes V., Saravanan S., Reddy K.P.J. Shock Tunnel Study of Spiked Aerodynamic Bodies Flying at Hypersonic Mach Numbers, *Shock Waves*, 2001, vol. 12, no. 3, pp. 197-204. DOI:[10.1007/s00193-002-0160-3](https://doi.org/10.1007/s00193-002-0160-3)
2. Datta V. Gaitonde. Progress in shock wave/boundary layer interactions, *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 72, pp 80-99.
3. J. Green. Interactions between shock waves and turbulent boundary layers, *Progress in Aerospace Sciences*, 1970, vol. 11, pp. 235-340.
4. Jean Déleroy, Jean-Paul Dussauge. Some physical aspects of shock wave/boundary layer interactions, *Shock Waves*, 2009, vol. 19, pp. 453-468 DOI:[10.1007/s00193-009-0220-z](https://doi.org/10.1007/s00193-009-0220-z)
5. Borovoi V.Ya. *Techenie gaza i teploobmen v zonakh vzaimodeistviya udarnykh voln s pogranychnym sloem* (Gas flow and heat exchange in the zones of interaction of shock waves with the boundary layer), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 144 p.
6. D. Dolling. Fifty years of shock wave/boundary layer interaction research: what next?, *AIAA Journal*, 2001, vol. 39(8), pp. 1517-1531. DOI:[10.2514/2.1476](https://doi.org/10.2514/2.1476)
7. Babulin A.A., Bosnyakov S.M., Vlasenko V.V., Engulatova M.F., Matyash S.V., Mikhailov S.V. *Zhurnal vychislitel'noi matematiki i matematicheskoi fiziki*, 2016, vol. 56, no. 6, pp. 1034-1048. DOI: [10.7868/S0044466916060053](https://doi.org/10.7868/S0044466916060053)

8. Snazin A.A., Shevchenko A.V., Panfilov E.B., Prilutskii I.K. *Trudy MAI*, 2021, no. 119.  
URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)
9. Panfilov E.B., Shevchenko A.V., Prilutskii I.K., Snazin A.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 118.  
URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158212>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-03](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-03)
10. Menezes V., Saravanan S., Jagadeesh G. Experimental Investigations of Hypersonic Flow over Highly Blunted Cones with Aerospikes, *AIAA Journal*, 2003, vol. 41, no. 10.  
DOI: [10.2514/2.1885](https://doi.org/10.2514/2.1885)
11. Rotermel' A.R., Yashkov S.A., Shevchenko V.I. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159783>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-06)
12. Golovkin M.A., Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74692>
13. Znamenskaya I.A., Gvozdeva L.G., Znamenskii N.V. *Metody vizualizatsii v mekhanike gaza* (Visualization methods in gas mechanics), Moscow, Izd-vo MAI, 2001, 57 p.
14. Landau L.D. Lifshits E.M. *Teoreticheskaya fizika. Gidrodinamika* (Theoretical physics. Hydrodynamics), Moscow, Nauka, 1986, vol. VI, 736 p.
15. Krasnov N.F., Koshevoi V.N., Kalugin V.T. *Aerodynamika otryvnykh techenii* (Separated flow aerodynamics), Moscow, Vysshaya shkola, 1988, 348 p.
16. Hubova O., Veghova I., Kralik J. Experimental and numerical investigation of in-line standing circular cylinders in steady and turbulent wind flow, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 603, issue 3, pp. 032008.
17. Barth T.J. Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes, *In Proceedings of the Technical Report AIAA-89-0366. AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, 17 August 2012.*

18. Michalcová V., Lausová L., Kološ I. Numerical modelling of flow around thermally loaded object, *ATEC Web of Conferences*, 2017, no. 107, pp. 00082. DOI: [10.1051/matecconf/201710700082](https://doi.org/10.1051/matecconf/201710700082)
19. Zhong W., Zhang T., Tamura T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology, *Sustainability*, 2019, no. 11 (15), pp. 4231. DOI: [10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)
20. Qin Q., Xu J., Guo S. Fluid-thermal analysis of aerodynamic heating over spiked blunt body configurations, *Acta Astronautica*, 2017, vol. 132, pp. 230-242. DOI: [10.1016/j.actaastro.2016.12.037](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.037)

Статья поступила в редакцию 05.06.2022

Статья после доработки 07.06.2022

Одобрена после рецензирования 17.06.2022

Принята к публикации 25.08.2022

The article was submitted on 05.06.2022; approved after reviewing on 17.06.2022; accepted for publication on 25.08.2022