



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • [Электронная библиотека](#)

[Препринты ИПМ](#) • [Препринт № 135 за 2019 г.](#)



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

**[Борисов В.Е.](#), [Луцкий А.Е.](#),
[Северин А.В.](#)**

Влияние возмущений
акустического типа на
трехмерное трансзвуковое
течение

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Борисов В.Е., Луцкий А.Е., Северин А.В. Влияние возмущений акустического типа на трехмерное трансзвуковое течение // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2019. № 135. 16 с. <http://doi.org/10.20948/prepr-2019-135>
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2019-135>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М. В. Келдыша
Российской академии наук**

В.Е. Борисов, А.Е. Луцкий, А.В. Северин

**Влияние возмущений акустического
типа на трехмерное трансзвуковое
течение**

Москва – 2019

В.Е. Борисов, А.Е. Луцкий, А.В. Северин. Влияние возмущений акустического типа на трехмерное трансзвуковое течение.

Аннотация. Работа посвящена исследованию ряда вопросов, связанных с задачами трансзвукового обтекания аэрокосмических аппаратов. В трехмерной постановке исследовано влияние возмущений набегающего потока на параметры течения при $M = 1.038$. Рассмотрены режимы с различными углами падения плоской акустической волны.¹

Ключевые слова: трансзвуковое обтекание, область отрыва, замыкающий скачок, акустические возмущения

V.E. Borisov, A.E. Lutsky, A.V. Severin. The influence of the acoustic type perturbations on three-dimensional transonic flow.

Abstract. The work is devoted to the study of issues related to the problems of transonic flow around aerospace vehicles. In a three-dimensional formulation, the influence of freestream disturbances on the flow parameters at $M = 1.038$ is investigated. The modes with different angles of incidence of a plane acoustic wave are considered.

Key words: transonic flow, separation region, closing jump, acoustic disturbances

Оглавление

Введение	3
1. Основные уравнения и численный метод.....	3
2. Модель надкалиберной головной части ракеты-носителя.....	6
3. Результаты расчетов.....	7
Заключение.....	12
Список литературы.....	14

¹ Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 17-08-00909

Введение

К настоящему времени выполнен большой объем исследований [1-10], посвященных перестройке течения при трансзвуковом обтекании различных аэрокосмических аппаратов. При сравнительно небольших ($\sim 0.01 - 0.05$) изменениях числа Маха набегающего потока происходит существенное смещение ударной волны, замыкающей внутреннюю сверхзвуковую зону. Соответственно меняются размеры и положение области отрыва пограничного слоя. В ряде работ (например, [11-13]) была выявлена роль нестационарных волновых процессов, обусловленных как внешними возмущениями набегающего потока, так и внутренними источниками акустических колебаний.

Исследование влияния возмущений во входном потоке на параметры течения при трансзвуковом обтекании тел имеет большой теоретический и практический интерес, в частности, в отношении эксплуатации высокоскоростных самолетов. Этот интерес вызван, во-первых, распространением акустических волн или акустических шумов в атмосфере, а во-вторых, наличием акустического фона в камере аэродинамических труб во время испытаний. Многие авторы [14-20] изучали влияние возмущений на пограничный слой. В частности, была проведена обширная работа по изучению влияния возмущений на изменение параметров пограничного слоя на плоской пластине и на клине в сверхзвуковом потоке.

В предыдущей работе авторов [21] исследовались вопросы, связанные с перестройкой структуры решения в диапазоне чисел Маха 1.038–1.095 при обтекании однородным потоком, а также были начаты исследования по анализу влияния акустических возмущений в набегающем потоке на характер обтекания модели. При этом расчеты проводились в двумерной постановке для фиксированного угла падения возмущений. Настоящая работа продолжает изучение процессов трансзвукового обтекания модели, исследования проводятся в трехмерной постановке и для различных углов падения возмущений.

1. Основные уравнения и численный метод

В качестве математической модели используется система нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS), в декартовой системе координат записываемая в виде:

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \sum_j \frac{\partial \mathbf{f}_j}{\partial x_j} = \sum_j \frac{\partial \mathbf{g}_j}{\partial x_j}, \quad (1)$$

где

$$\mathbf{q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad \mathbf{f}_j = \begin{pmatrix} \rho u_j \\ \rho u_j u_1 + \delta_{1,j} p \\ \rho u_j u_2 + \delta_{2,j} p \\ \rho u_j u_3 + \delta_{3,j} p \\ u_j (\rho E + p) \end{pmatrix}, \quad \mathbf{g}_j = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{1j} \\ \tau_{2j} \\ \tau_{3j} \\ \tau_{ij} u_i + h_j \end{pmatrix}.$$

Здесь \mathbf{q} – вектор консервативных переменных, \mathbf{f}_j и \mathbf{g}_j – векторы конвективных и диссипативных потоков соответственно. Здесь ρ – плотность, u_j – компоненты вектора скорости u , τ_{ij} – компоненты тензора вязких напряжений, δ_{ij} – тензор Кронекера, E – полная энергия турбулентного течения. Термодинамическое давление p вычисляется по уравнению состояния совершенного газа:

$$p = (\gamma - 1) \rho \left(E - \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 u_j^2 \right).$$

Показатель адиабаты $\gamma = 1.4$ (для воздуха). Компоненты тензора вязких напряжений и вектора теплового потока имеют вид

$$\tau_{ij} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{i,j},$$

$$h_j = \lambda_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_j}.$$

T – температура газа, определяемая по формуле

$$T = \frac{p}{\rho R},$$

где R – газовая постоянная, для воздуха $R = 287$ Дж/(кг · К).

«Эффективное» значение коэффициентов вязкости и теплопроводности определяется как

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t, \quad \lambda_{eff} = C_p \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right).$$

Здесь C_p – коэффициент удельной теплоемкости газа при постоянном давлении. Pr и Pr_t – ламинарное и турбулентное числа Прандтля, для воздуха принимается $Pr = 0.72$, $Pr_t = 0.9$. Молекулярная вязкость определяется следующей степенной зависимостью:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^s,$$

где $s = 0.76$, μ_0 – молекулярная вязкость при опорной температуре T_0 .

Величина μ_t обозначает добавочную турбулентную вязкость, которая определяется согласно модели турбулентности Спаларта–Аллараса.

Начальные и граничные условия ставятся стандартным образом [22]. Для моделирования акустических возмущений [23] на входной границе на фоновое поле набегающего потока накладываются пульсационные значения в виде:

$$\begin{pmatrix} u' \\ v' \\ p' \\ \rho' \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} \pm \beta \cos \theta \\ \mp \beta \sin \theta \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix} \cos(k_x x + k_y y - \omega t), \quad (2)$$

где u', v', p', ρ' – пульсации продольной и поперечной скорости, давления и плотности соответственно; θ – угол распространения внешней волны; A – амплитуда возмущения; t – время; $k_x = k \cos \theta$, $k_y = -k \sin \theta$ – компоненты волнового вектора, связанного с частотой $\omega = 2\pi f$ дисперсионным соотношением $k = \omega / (M_\infty \cos \theta \pm 1)$; верхний (нижний) знак соответствует быстрой (медленной) акустической волне.

Уравнения модели аппроксимируются по пространству с помощью метода конечных объемов со схемами реконструкции 2-го (TVD) или 3-го (WENO3) порядка точности. Для вычисления невязких потоков на гранях расчетных ячеек используется обобщенный метод С.К. Годунова с точным римановским солвером [24]. Для аппроксимации уравнений по времени применяются явная и неявная схемы (на основе метода LU-SGS). Подробно используемый численный метод описан в работе [25].

2. Модель надкалиберной головной части ракеты-носителя

Геометрические параметры модели соответствуют данным из [21], схематично (без соблюдения масштабов) она представлена на рис. 1. Образующая модели имеет изломы в точках А–G, которые приводят к формированию ударных волн, областей отрыва, волн разрежения. За единицу длины взята величина $L = 0.035$ м.

На рис. 2 представлены различные ракурсы используемой расчетной области с выделением поверхности тела модели с помощью визуализации на ней поля давления для одного из расчетов.

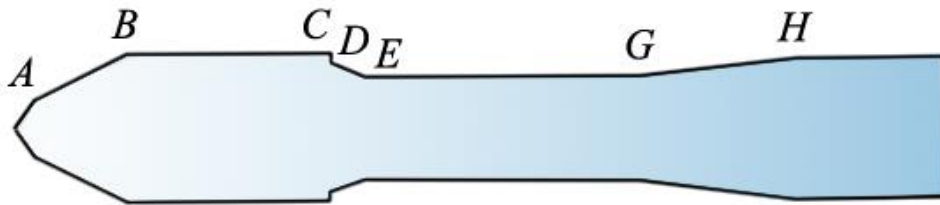


Рис. 1. Схематичный вид модели.

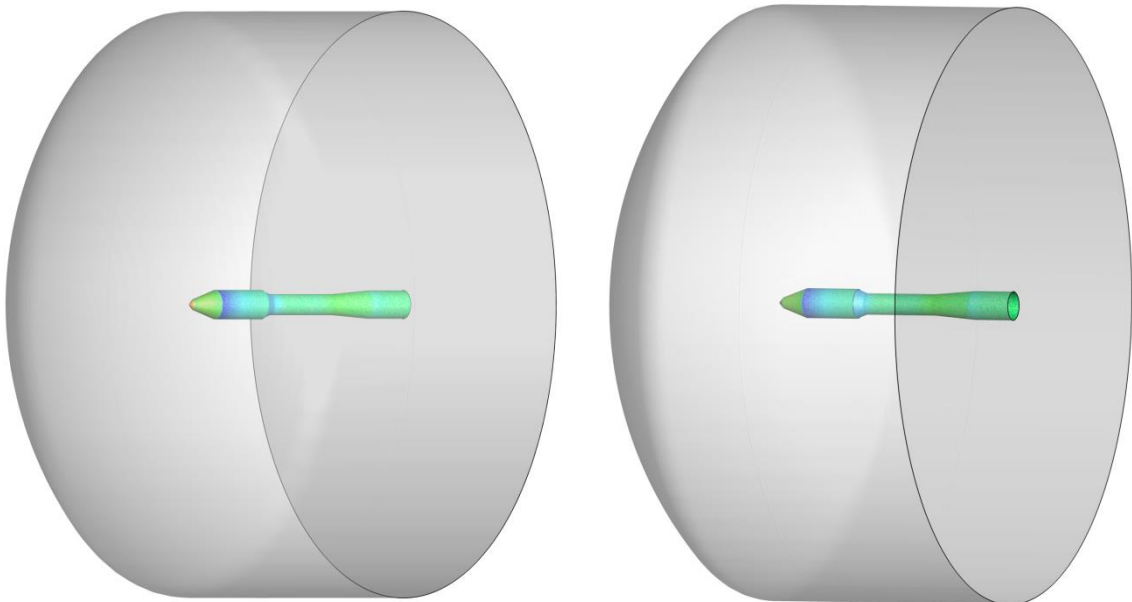


Рис. 2. Расчетная область с выделением границы тела (различные ракурсы).

Используемая для расчетов сетка являлась блочно-структурированной со сгущением у поверхности тела и содержала $N = 10\,960\,000$ гексагональных ячеек.

3. Результаты расчетов

Расчеты проводились с помощью разработанного авторами программного комплекса для моделирования трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН на суперкомпьютере К-60 с использованием 196 вычислительных ядер на задачу.

Модель надкалиберной части ракеты-носителя во всех случаях обтекалась при числе Маха $M=1.038$, числе Рейнольдса 4.95×10^6 (L^{-1}) и нулевом угле атаки.

На рис. 3 представлено распределение давления и градиента плотности в плоскости $z=0$ и полуплоскости $z=0, y > 0$ соответственно при отсутствии возмущений набегающего потока. Течение содержит головную ударную волну, замыкающий скачок, область разрежения за срезом CD над обратным конусом DE, висячий скачок над точкой присоединения, а также скачки уплотнения, обусловленные изломом образующей в точке F, образующие λ -конфигурацию.

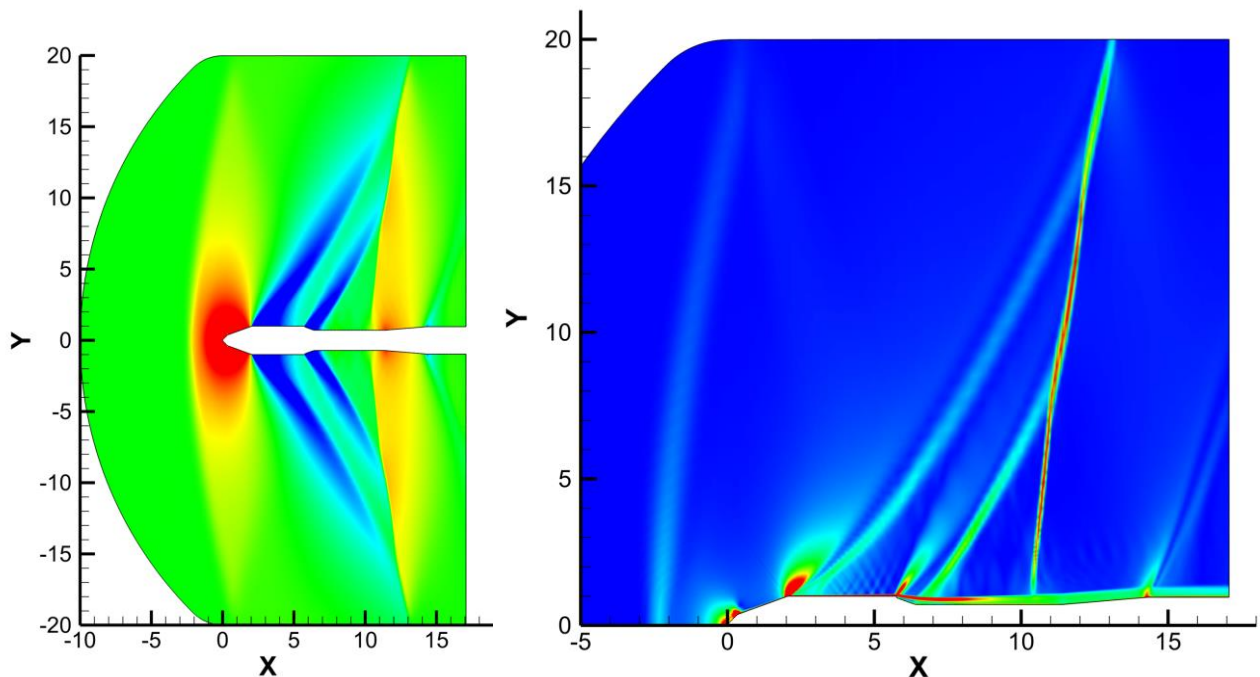


Рис. 3. Распределение давления и градиента плотности в расчете без акустических возмущений.

После достижения квазистационарного режима обтекания на левой (входной) границе области по формуле (2) задавались возмущения акустического типа быстрой моды с параметрами $\omega=10$, $A=0.1$ и углом падения $\theta=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ в зависимости от серии расчетов. В условиях эксперимента размерная частота $f=11.86$ кГц.

На рис. 4 и 5 в иллюстративных целях показаны изоповерхности давления $p=0.9$ и 1.1 в расчете с нулевым углом падения возмущений и давление на поверхности тела при $\theta=15^\circ$ соответственно. Для случая $\theta=0^\circ$ на рис. 6 представлено распределение давления и градиента плотности в плоскости $z=0$ и полуплоскости $z=0, y>0$ соответственно. Сравнение рис. 3 и рис. 6 показывает, что возмущения набегающего потока приводят к некоторому «размыванию» основных разрывов течения с общим сохранением их структуры.

На рис. 7 представлено распределение давления в плоскости $z=0$ для трех расчетов с углом падения возмущений $\theta=5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ (слева направо). Видно, что качественно картина течения повторяет случай $\theta=0^\circ$, однако по очевидным соображениям теряет симметрию. Давление у поверхности тела при этом не претерпевает значительных изменений в сравнении с нулевым углом падения возмущений.

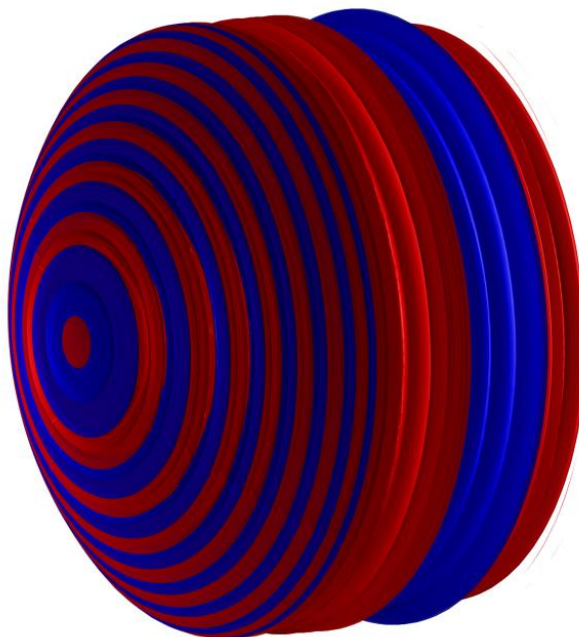


Рис. 4. Изоповерхности поля давления $p=0.9$ и 1.1.

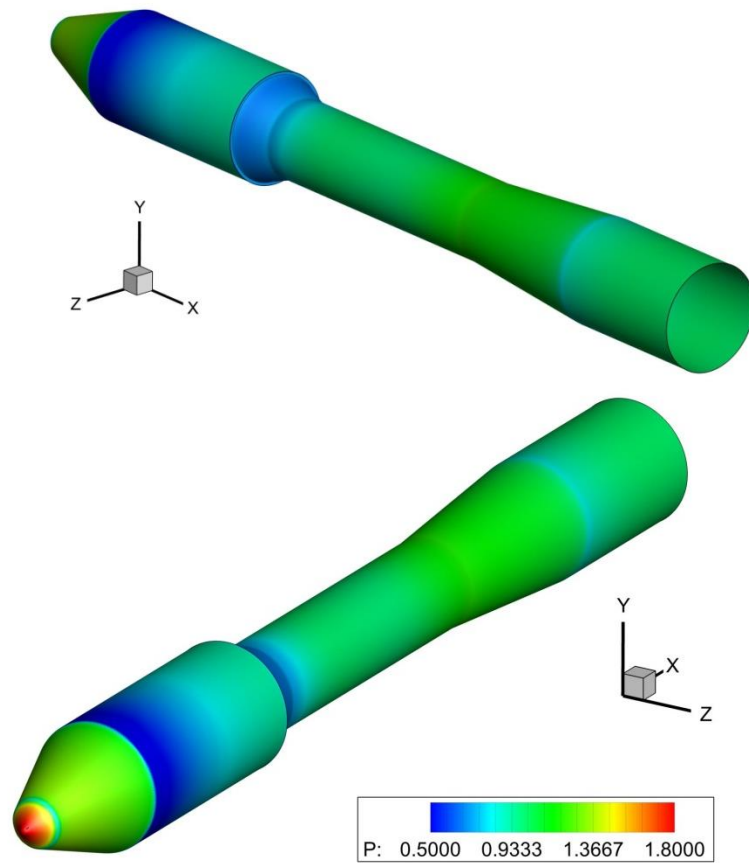


Рис. 5. Распределение давления на поверхности тела в расчете с акустическими возмущениями при $\theta = 15^\circ$.

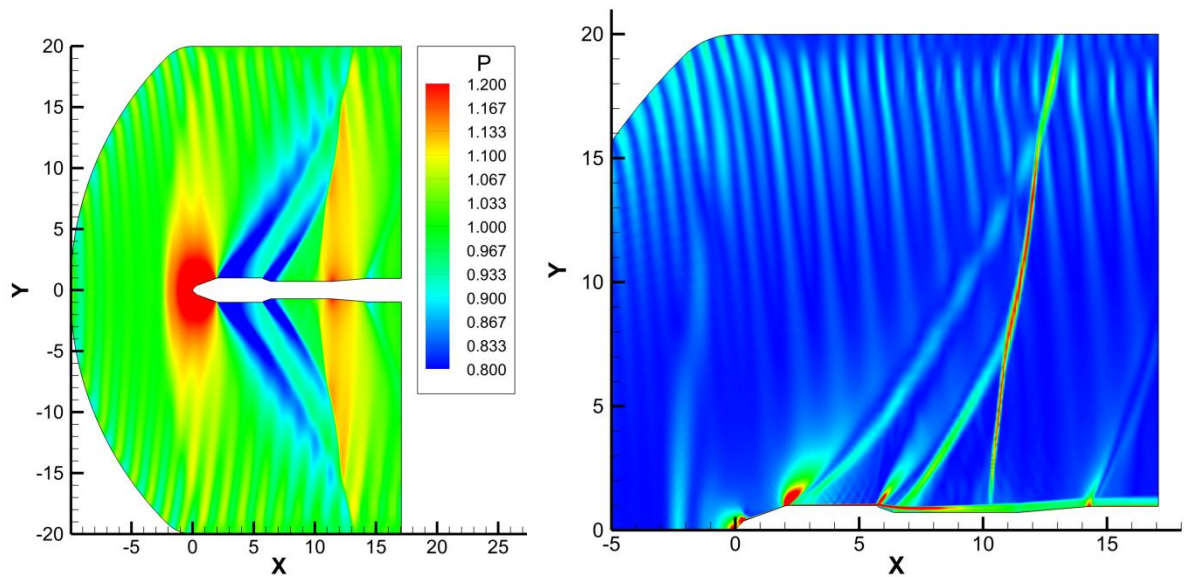


Рис. 6. Распределение давления и градиента плотности в расчете с акустическими возмущениями при $\theta = 0^\circ$.

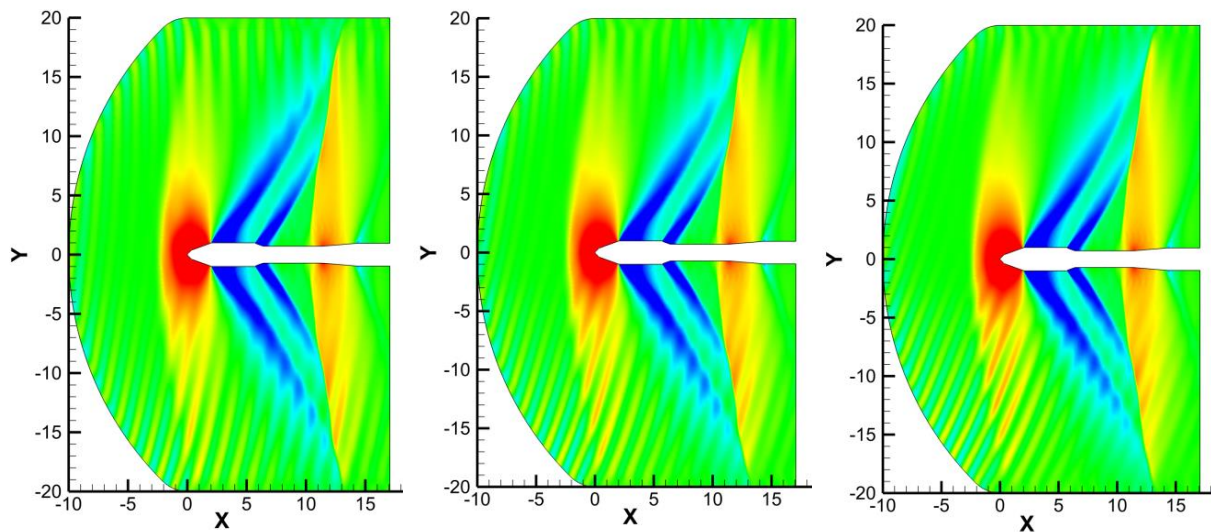


Рис. 7. Распределение давления в расчетах с акустическими возмущениями при $\theta = 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$.

Отдельный интерес с физической точки зрения представляет распределение давления на поверхности модели в области отрыва, исследовавшееся, в частности, для различных чисел Маха в работе [23]. В рассматриваемой задаче течение имеет фиксированную точку отрыва S (рис. 1). Параметры течения в области отрыва во многом определяются свойствами пограничного слоя перед срезом CD . На рис. 8 показано распределение коэффициента давления с наветренной стороны модели в центральном сечении для всех расчетных вариантов, при наличии возмущений бралось осредненное по времени значение. Усредненные по времени и углу значения коэффициента давления в сечении $x = 6.25$ приведены в таблице 1. В целом можно заключить, что наличие возмущений в потоке приводит к снижению коэффициента давления. В наибольшей степени это проявляется для нулевого угла падения акустической волны. Зависимость от угла падения возмущений в диапазоне 5° – 15° проявляется менее отчетливо. Отметим, однако, что данные результаты требуют дальнейшего уточнения, в частности на более подробных сетках.

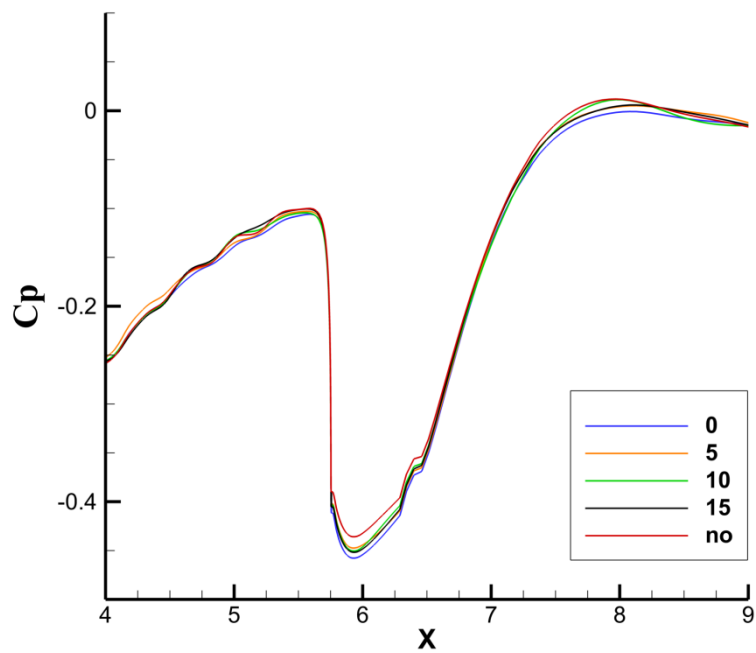


Рис. 8. Распределение коэффициента давления на поверхности модели в зоне CDE.

Таблица 1 – Усредненные по времени и углу значения коэффициента давления в сечении $x = 6.25$

Вариант	C_p
Невозмущенный поток	-0.431
Угол 0°	-0.454
Угол 5°	-0.443
Угол 10°	-0.445
Угол 15°	-0.446

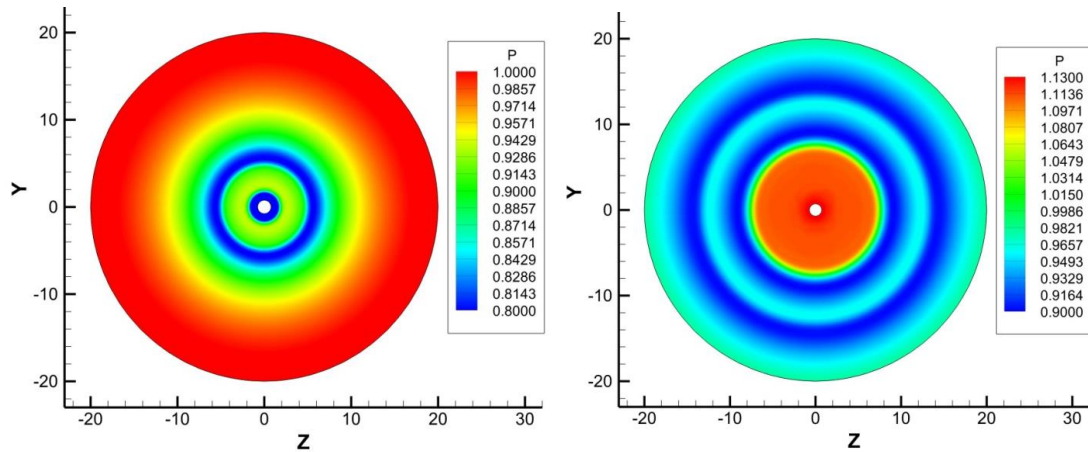


Рис. 9. Распределение давления в сечениях $x = 6.25$ (слева) и $x = 11.0$ (справа) в расчете без возмущений

Для дополнительной оценки влияния возмущений и угла их падения на трехмерную картину течения около модели сравнивались поля давления в сечениях $x = 6.25$ и $x = 11.0$. На рис. 9 представлены соответствующие распределения для обтекания без возмущений. На рис. 10 последовательно показано распределение давления для $x = 6.25$ в расчетах с акустическими возмущениями при $\theta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ (слева направо, сверху вниз). На рис. 11 – аналогичные распределения для сечения $x = 11.0$. Для обоих случаев, как и ожидалось, при ненулевом угле падения возмущений течение теряет осесимметричный характер, однако около тела влияние угла падения не столь существенно, что подтверждает сделанные ранее выводы.

Заключение

В работе проведено численное исследование трансзвукового обтекания модели надкалиберной головной части ракеты-носителя с учетом 3-мерных возмущений набегающего потока. Расчеты выполнены в рамках модели нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса для числа Маха набегающего потока 1.038. Исследовано влияние возмущений акустического типа в набегающем потоке на параметры течения. Показано, что наличие возмущений в потоке приводит к снижению коэффициента давления на обратном конусе модели. В наибольшей степени это проявляется для нулевого угла падения акустической волны. Зависимость от угла падения возмущений в диапазоне 5° – 15° проявляется менее отчетливо. Дальнейшие исследования должны быть направлены на уточнение полученных в работе результатов.

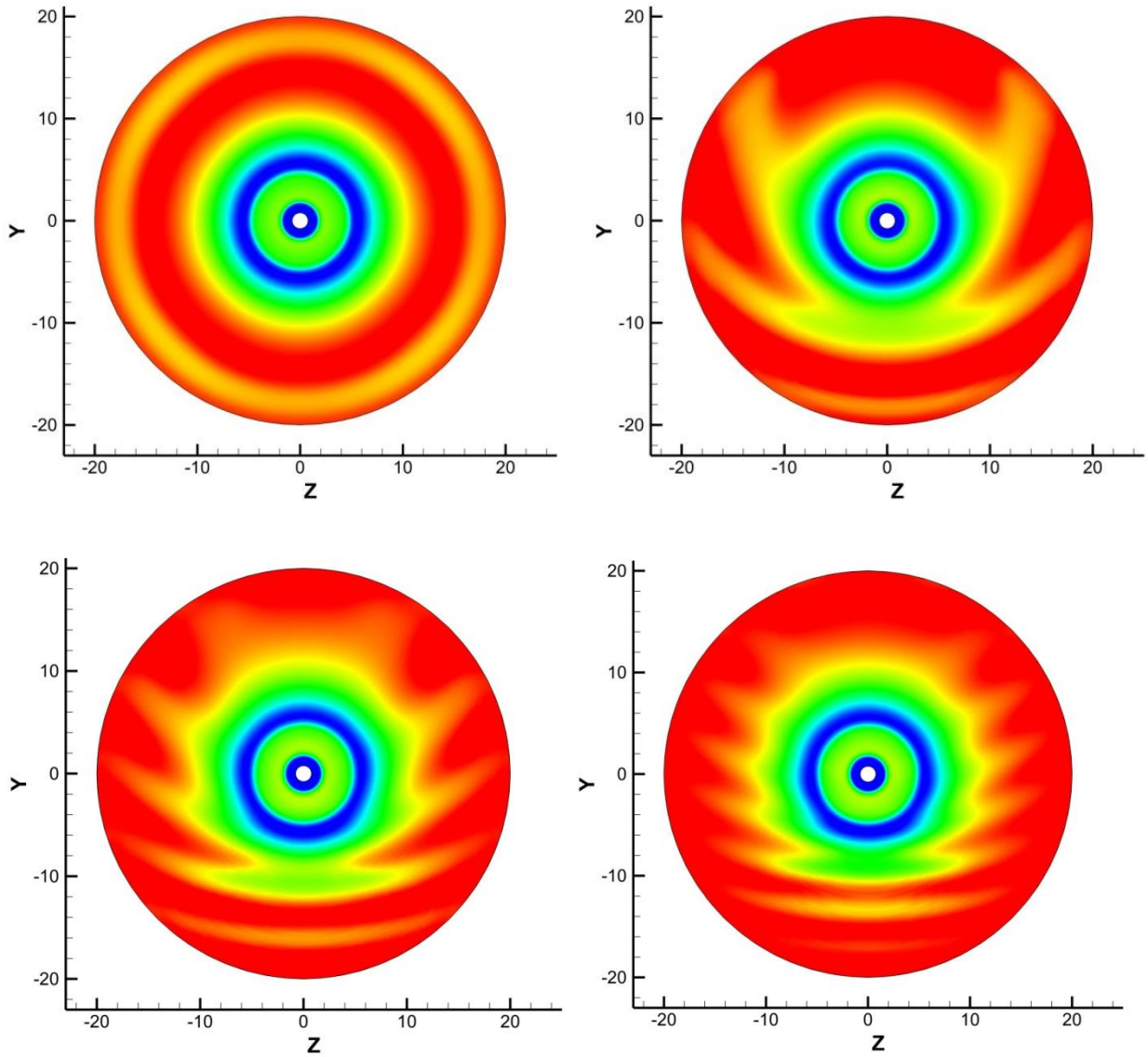


Рис. 10. Распределение давления в сечении $x = 6.25$ в расчетах с акустическими возмущениями при $\theta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$.

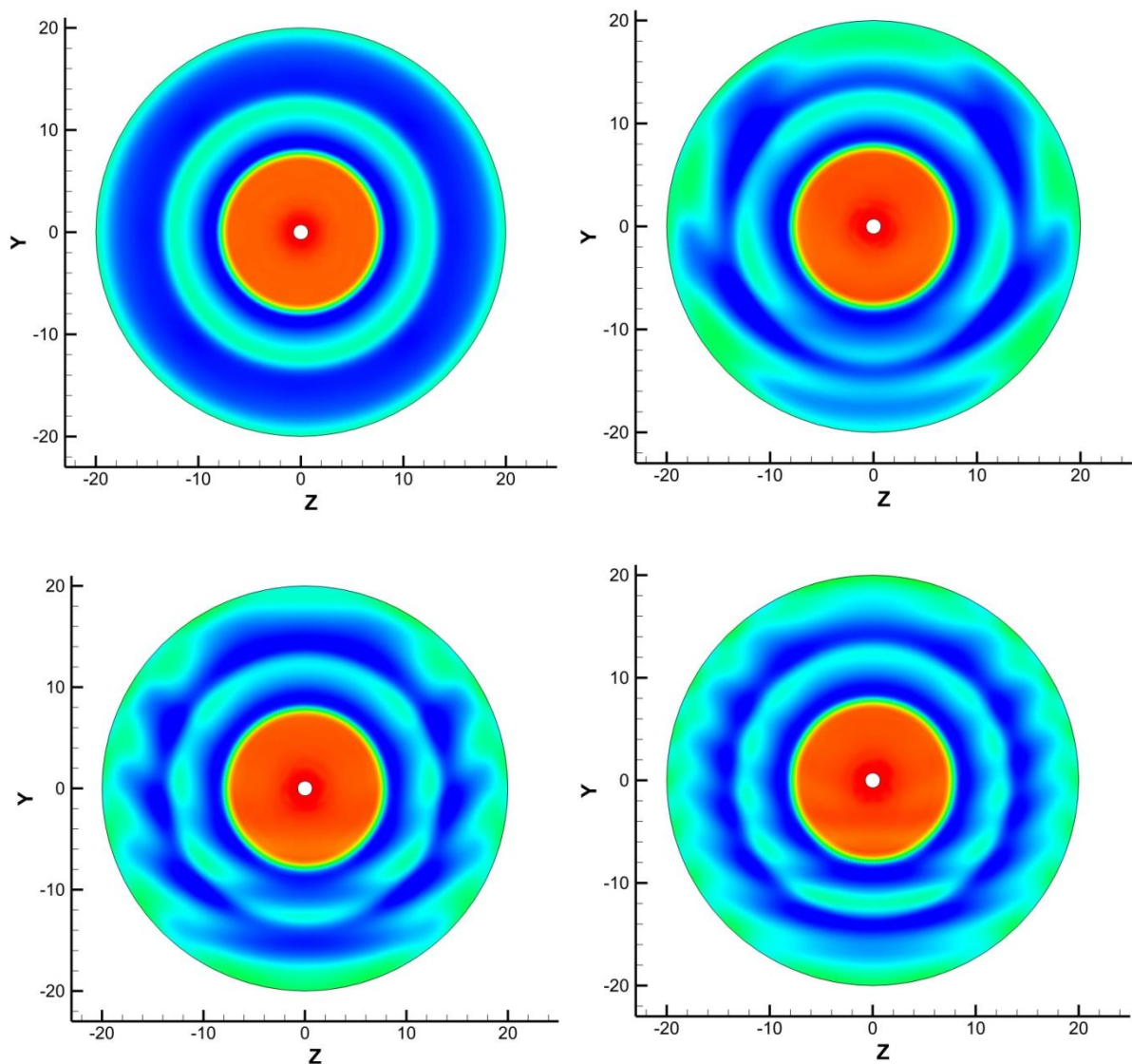


Рис. 11. Распределение давления в сечении $x = 11.0$ в расчетах с акустическими возмущениями при $\theta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$.

Список литературы

1. Robertson J.E. and Chevalier H.L. Characteristics of Steady-State Pressures on the Cylindrical Portion of Cone-Cylinder Bodies at Transonic Speeds. Arnold Engineering Development Center, AEDC TDR-63-204, Tullahoma, TN, Aug. 1963.
2. Chevalier H.L. and Robertson J.E. Pressure Fluctuations Resulting from Alternating Flow Separation and Attachment at Transonic Speeds. Arnold Engineering Development Center, AEDC TDR-63-204, Tullahoma, TN, Nov. 1963.
3. Курьянов А.И., Столяров Г.И., Коробов Я.П., Штейер В.И. О гистерезисных явлениях при обтекании цилиндров малого удлинения с различной формой

- затупления на околосзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ, вып. 1442, 1972, С. 1–31.
4. Бачманова Н.С., Кирнасов Б.С., Кудрявцев В.В., Липницкий Ю.М. Безотрывное симметричное обтекание трансзвуковым потоком цилиндроконических тел // МЖГ, № 6, 1975, С. 164–167.
 5. Курьянов А.И., Столяров Г.И. О неединственности структуры обтекания цилиндра малого удлинения с сегментальным затуплением на околосзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ, вып. 1976, 1979, С. 1–32.
 6. Бертынь В.Р., Назаренко В.В., Небезина Т.П. Экспериментальное исследование некоторых особенностей отрывного трансзвукового обтекания моделей // Учёные записки ЦАГИ, том XII, № 2, 1981, С. 103–106.
 7. Ericsson L.E., Pavish D. Aeroelastic Vehicle Dynamics of a Proposed Delta II 7920-10L Launch Vehicle // Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 37, № 1, January–February 2000, p.28–38.
 8. Даньков Б.Н., Косенко А.П., Куликов В.Н., Отменников В.Н. Особенности трансзвукового обтекания цилиндроконического тела при малом угле излома образующей на передней угловой кромке // Изв. РАН. МЖГ. 2006. №3. С.140–154.
 9. Даньков Б.Н., Косенко А.П., Куликов В.Н., Отменников В.Н. Особенности трансзвукового течения за задней угловой кромкой надкалиберного цилиндроконического тела // Изв. РАН. МЖГ. 2007. №3. С. 155–168.
 10. Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е., Даньков Б.Н., Коляда Е.О., Липницкий Ю.М. Численные исследования особенностей трансзвуковой перестройки течения на надкалиберной модели // Матем. моделирование, 2015, том 27, номер 10, С. 65–80.
 11. Даньков Б.Н., Еремин В.В., Косенко А.П., Липницкий Ю.М. Роль волновых возмущений в трансзвуковых отрывных течениях // Ученые записки ЦАГИ, том XLI № 2, 2010, С. 19–24.
 12. Абдрашитов Р.Г., Архиреева Е.Ю., Даньков Б.Н., Меньшов И.С., Северин А.В., Семенов И.В., Требунских Т.В., Чучкалов И.Б. Механизмы нестационарных процессов в протяженной каверне // Ученые записки ЦАГИ, 2012, том XLIII, № 4.
 13. Архиреева Е.Ю., Даньков Б.Н., Коляда Е.О., Косенко А.П. Особенности автоколебательных процессов, возникающих при трансзвуковой перестройке течения за трехмерным уступом поверхности тела // Космонавтика и ракетостроение, 2014, № 4, С. 17–25.
 14. Kudryavtsev A.N, Mironov S.G., Poplavskaya T.V., Tsyryul'nikov I.S. Experimental study and direct numerical simulation of the evolution of

- disturbances in a viscous shock layer on a flat plate // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2006, v. 47, no. 5, pp. 617–627.
15. Боровой В.Я., Скуратов А.С., Столяров Е.П. Пульсации давления в сверхзвуковых аэродинамических трубах кратковременного и длительного действия // *Ученые записки ЦАГИ*. 2001, том XXXII, № 3–4, С. 3–16.
 16. Зиновьев В.Н., Лебига В.А. Исследование акустических возмущений в потоке при наличии проницаемых границ с помощью термоанемометра // *Ученые записки ЦАГИ*. 2010, том 41, № 2, С. 11–18.
 17. Маслов А.А., Кудрявцев А.Н., Миронов С.Г., Поплавская Т.В., Цырюльников И.С. Численное моделирование восприимчивости гиперзвукового ударного слоя к акустическим возмущениям // *Прикл. механика и техн. физика*. 2007, т. 48, № 3, С. 84–91.
 18. Kirilovskiy S.V, Poplavskaya T.V, Tsyryulnikov I.S. Numerical simulation of interaction of long-wave disturbances with a shock wave on a wedge for the problem of mode decomposition of supersonic flow oscillations // *AIP Conference Proceedings (18 International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2016))*. 2016, 1770 030040.
 19. Егоров И.В., Судаков В.Г., Федоров А.В. Численное моделирование восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к акустическим возмущениям // *Изв. РАН. МЖГ*. 2006. № 1, С. 42–53.
 20. Цырюльников И.С., Кириловский С.В., Поплавская Т.В. Коэффициенты преобразования длинноволновых возмущений набегающего потока в пульсации давления на поверхности клина в сверхзвуковом потоке // *Письма в ЖТФ*. 2016, том 42, вып. 21, С. 70–78.
 21. Борисов В.Е., Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е. Численное исследование трансзвукового обтекания модели надкалиберной головной части ракеты–носителя с учетом акустических возмущений в потоке // *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*. 2018. № 264. 16 с.
 22. Быков Л.В., Молчанов А.М., Щербаков М.А., Янышев Д.С. *Вычислительная механика сплошных сред в задачах авиационной и космической техники*. М.: ЛЕНАНД, 2015, 688 с.
 23. Блохинцев Д.И. *Акустика неоднородной движущейся среды*. Издательство: М.: Наука; Издание 2-е. 1981.
 24. Годунов С.К. и др. *Численное решение многомерных задач газовой динамики*. М.: Наука, 1976.
 25. Borisov V.E., Davydov A.A., Kudryashov I.Y., Lutsky A.E., Men'shov I.S. Parallel implementation of an implicit scheme based on the LU-SGS method for 3D turbulent flows // *Mathematical Models and Computer Simulations*, 2015, Vol. 7, No. 3, pp. 222-232.