

ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека Препринты ИПМ • Препринт № 264 за 2018 г.



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

#### Борисов В.Е., <u>Кудряшов И.Ю.,</u> Луцкий А.Е.

Численное исследование трансзвукового обтекания модели надкалиберной головной части ракеты– носителя с учетом акустических возмущений в потоке

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** 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. doi:<u>10.20948/prepr-2018-264</u> URL: <u>http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-264</u> Ордена Ленина ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ имени М. В. Келдыша Российской академии наук

В.Е. Борисов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий

## Численное исследование трансзвукового обтекания модели надкалиберной головной части ракетыносителя с учетом акустических возмущений в потоке

В.Е. Борисов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий. Численное исследование трансзвукового обтекания модели надкалиберной головной части ракеты-носителя с учетом акустических возмущений в потоке

Аннотация. Препринт посвящен исследованию ряда вопросов, связанных с задачами трансзвукового обтекания аэрокосмических аппаратов. Определена перестройка структуры решения в диапазоне чисел Маха 1.038–1.095 при обтекании однородным потоком. Исследовано влияние возмущений набегающего потока на параметры течения при M = 1.038.<sup>1</sup>

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

V.E. Borisov, I.Yu. Kydryashov, A.E. Lutsky. Numerical investigation of the transonic flow around the above-caliber head part model of the carrier rocket taking into account acoustic disturbances in the flow

Abstract. The preprint is devoted to the study of a number of problems associated with transonic flow problems. The solution structure evolution is determined in the range of Mach numbers 1.038 - 1.095 with a uniform incoming flow. The influence of incident flow disturbances on the flow parameters at M = 1.038 has been investigated.

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

## Оглавление

Вв	едение2
1.	Трансзвуковая перестройка течения в диапазоне чисел Маха 1.038–1.095 4
2.	Математическая модель распространения акустических возмущений
3.	Результаты расчетов обтекания модели для М=1.038 при наличии в набегающем потоке акустических возмущений12
Зан	лючение14
Сп	исок литературы15

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 17-08-00909

#### Введение

Исследования особенностей обтекания трансзвукового цилиндроконических тел были начаты в конце 50-х годов прошлого столетия и продолжаются в настоящее время. Прежде всего изучалась трансзвуковая перестройка течения, поскольку этот процесс характеризовался значительным нестационарных аэродинамических нагрузок. В 60-90-е ростом годы наибольшее внимание было уделено исследованиям перестройки течения на цилиндроконическом теле с большим углом полураствора конуса и достаточно большим удлинением цилиндрической части [1-4].

Расширение исследований произошло в конце прошлого и в начале нынешнего столетия при разработке промышленностью, как у нас, так и за рубежом, надкалиберных головных обтекателей ракет, что потребовало рассмотрения особенностей обтекания цилиндроконического тела с задней цилиндрической частью меньшего диаметра. Имеющиеся представления о трансзвуковой перестройке течения за передней угловой кромкой при больших и малых углах излома образующей на этой кромке были углублены и дополнены, в частности, была выяснена физическая сущность возникновения аэродинамического гистерезиса. Новым в этих работах стало также определение характера перестройки течения за задней угловой кромкой, а взаимодействия течений передней также отрывных на задней И цилиндрических частях рассматриваемого тела [5-10].

Существенную роль в развитии автоколебательного процесса при трансзвуковых перестройках течения играют волновые возмущения [10-12]. Благодаря этому процессу становятся возможными возвратные зоны отрыва к первоначальному развитому состоянию. Сам процесс не вполне регулярен и стабилен, близок к релаксационному. Поддержание его существования часто происходит благодаря одновременному протеканию взаимосвязанных процессов разной природы. Различная величина производной по времени

3

изменения коэффициента давления при его росте и уменьшении, а также колебания давления в точках отрыва и присоединения в противофазе подтверждают, что колебания действительно вызваны нестабильностью структурной перестройки течения.

Исследование влияния возмущений во входном потоке на параметры течения при сверхзвуковом обтекании тел имеет большой теоретический и практический интерес [13-19], особенно отношении В эксплуатации высокоскоростных Этот интерес самолетов. вызван, во-первых, распространением акустических волн или акустических шумов в атмосфере, а во-вторых, наличием акустического фона в камере аэродинамических труб во Многие авторы изучали время испытаний. 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.

Таким образом, к настоящему времени был выполнен большой объем исследований по различным аспектам трансзвукового обтекания. Многие вопросы требуют, однако, дальнейших исследований. Настоящая работа направлена на решение некоторых из них.

## 1. Трансзвуковая перестройка течения в диапазоне чисел Маха 1.038–1.095

Рассматриваемая модель головной части ракеты-носителя схематически изображена на рис. 1. Образующая модели имеет изломы в точках A–G, которые приводят к формированию ударных волн, областей отрыва, волн разрежения. За единицу длины взята величина L = 0.035 м.

Расчеты обтекания модели для чисел Маха М=1.038, 1.052, 1.067, 1.095 и числа Рейнольдса Re = 4.95 · 10<sup>6</sup> были выполнены в рамках модели нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса

(URANS) с моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса с помощью численной методики, представленной в работе [20]. Для расчетов использовалась блочно-структурированная сетка (рис. 2), состоящая из 527200 ячеек (2 блока размерностью 510\*501 и 506\*541 соответственно).



Рис. 2. Общий вид расчетной сетки.



Рис. 3. Распределение градиента плотности для различных чисел Маха M = 1.038, 1.052, 1.067, 1.097.

Основные элементы структуры течения хорошо визуализируются с помощью распределения модуля градиента плотности, см. рис. 3. Для всех представленных режимов (М = 1.038, 1.052, 1.067, 1.097) течение содержит головную ударную волну 1, замыкающий скачок 2, область разрежения 3 за срезом CD над обратным конусом DE, висячий скачок 4 над точкой присоединения, скачки уплотнения 5, обусловленные изломом образующей в точке F. Наибольшие изменения в структуре решения при увеличении числа Маха наблюдаются вниз по потоку за областью разрежения 3. Для M=1.038 и

6

M=1.052 скачки 4 и 5 пересекаются, образуя  $\lambda$ -конфигурацию. При увеличении числа Маха уплотнение, вызванное изломом F, сопровождается несколькими скачками, смещающимися вниз по потоку. Так, при M=1.067 на участке 11 < x < 15 образуется новая  $\lambda$ -конфигурация (пересечение скачков 5.1 и 5.2). Для M=1.095 над поверхностью модели располагается скачок уплотнения 5 ( $x \sim 11$ ), при переходе к цилиндрическому участку поверхности над точкой F формируется область разрежения 6.

С физической точки зрения, специальный интерес представляет распределение давления поверхности области отрыва. на модели В В рассматриваемой задаче течение имеет фиксированную точку отрыва С (рис. 1). Параметры течения в области отрыва во многом определяются свойствами пограничного слоя перед срезом CD. Как видно на рис. 4, для всех рассмотренных вариантов значения локального числа Маха различаются незначительно. С увеличением скорости набегающего потока наблюдается рост давления. Соответствующий рост давления наблюдается и в области отрыва, см. рис. 5.



Рис. 4. Распределение числа Маха и коэффициента давления в сечении X=5.75 перед отрывом.

7



Рис. 5. Распределение коэффициента давления на поверхности модели для различных чисел Маха.

Интересно отметить, что близки между собой оказываются величины давления для M=1.038 и M=1.052, т.е. для течения с λ-конфигурацией над точкой присоединения. Также близки между собой величины для M=1.067 и M=1.095, когда λ-конфигурация над точкой присоединения отсутствует. Для объяснения этой закономерности необходимы дальнейшие исследования.

# 2. Математическая модель распространения акустических возмущений

Рассмотрим для простоты одномерное линеаризованное уравнение акустики для постоянного потока, движущегося со скоростью *u*<sub>0</sub> [21, 22]:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u_0 \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{\rho_0} p_x = 0,$$

$$\frac{\partial p}{\partial t} + u_0 \frac{\partial p}{\partial x} + \rho_0 c_0^2 p_x = 0.$$
(1)

Здесь *и* и p – малые отклонения скорости и давления от их значений в невозмущенной среде, вызванные распространением звуковых волн,  $\rho_0$  – плотность среды,  $c_0$  характеризует сжимаемость среды.

Введем следующие обозначения:  $a = u_0 + c_0$ ,  $b = u_0 - c_0$ ,  $\beta = (\rho_0 c_0)^{-1}$ ,  $Y = u + \beta p$ ,  $Z = u - \beta p$ . Тогда система (1) может быть представлена в виде

$$\frac{\partial Y}{\partial t} + a \frac{\partial Y}{\partial x} = 0,$$
$$\frac{\partial Z}{\partial t} + b \frac{\partial Z}{\partial x} = 0.$$

Общее решение этой системы записывается как [22]

$$Y = f(x - at), \quad Z = g(x - bt),$$

где f и g – произвольные дифференцируемые функции, конкретный вид которых зависит от начальных и граничных условий. Выражая u и p через Y и Z, получим общее решение уравнения распространения звука:

$$u(x,t) = \frac{1}{2} (f(x-at) + g(x-bt)),$$
  
$$p(x,t) = \frac{1}{2\beta} (f(x-at) - g(x-bt)).$$

Рассмотрим далее следующую начально-краевую задачу для системы (1) в случае сверхзвукового потока  $u_0 > c_0$  на отрезке [0, L], на левой границе которого заданы возмущения в виде плоской звуковой волны быстрой моды с частотой  $\omega$  и амплитудой A:

$$p(x,0) = u(x,0) = 0,$$
  

$$p(0,t) = A\cos(-\omega t),$$
  

$$u(0,t) = \beta A\cos(-\omega t).$$
(2)

Подставляя условия (3) в (2), легко получить выражения для f и g:

$$f(x-at) = 2A\beta \cos\left(\frac{\omega}{a}(x-at)\right),$$
$$g(x-bt) = 0.$$

Решение рассматриваемой задачи определяется методом характеристик [22] и имеет следующий вид (см. рис. 6):

• Область 2: 
$$t \ge t_1 = L/a$$
: (3)

$$u = \beta A \cos\left(\frac{\omega}{a}(x-at)\right), \ p = A \cos\left(\frac{\omega}{a}(x-at)\right);$$

Таким образом, возмущения проходят область L за время L/a, не меняя свой вид. Аналогичная ситуация наблюдается при задании возмущений в виде плоской звуковой волны медленной моды (в этом случае амплитуда колебаний для скорости в (2) задается как  $-\beta A$ ) с соответствующими изменениями в (3).



Рис. 6. Схематичный вид решения задачи (1) – (2) о распространении акустических колебаний в характеристической плоскости.



Рис. 7. Распространение звуковой волны медленной (слева) и быстрой (справа) мод по расчетной области.

На рис. 7 в иллюстративных целях представлено решение задачи (1)–(2) для звуковой волны медленной и быстрой мод для случая M = 1.5,  $\rho_0 = 1.0$ ,  $\rho_0 = 1.0$ ,  $\gamma = 1.4$ , L = 1.0,  $\omega = 50$ , A = 0.05 при  $t = 50 > t_1$  (все – в безразмерном виде).

Практически важным случаем является решение аналогичной задачи в двумерной постановке. Соответствующее решение представлено, например, в [21] и используется в виде возмущений, накладываемых на набегающий поток, в работах [17, 19]. Оно имеет следующий вид:

$$\begin{pmatrix} u' \\ v' \\ p' \\ \rho' \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} \pm \beta \cos \theta \\ \mp \beta \sin \theta \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix} \cos \left( k_x x + k_y y - \omega t \right),$$
(4)

где  $u', v', p', \rho'$  – пульсации продольной и поперечной скорости, давления и плотности соответственно;  $\theta$  – 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. Возмущения такого типа далее используются в настоящей работе.

## 3. Результаты расчетов обтекания модели для M=1.038 при наличии в набегающем потоке акустических возмущений

Для M=1.038 был проведен расчет обтекания модели с заданием возмущений акустического типа на входной границе с параметрами  $\omega = 10$ , A = 0.05,  $\theta = 90^{\circ}$ . В условиях эксперимента размерная частота f = 11.86 кГц.

Черными точками на рис. 8 отмечены положения сенсоров, в которых фиксировалась зависимость давления от времени, представленная на рис. 9.



Рис. 8. Распределение градиента плотности при наличии возмущений в набегающем потоке.

Сравнение рис. 3 и рис. 8 показывает, что возмущения набегающего потока приводят к некоторому «размыванию» основных разрывов течения с общим сохранением их структуры. Средние по времени значения давления в 4 точках оказываются весьма близки к соответствующим стационарным значениям при обтекании невозмущенным потоком, см. рис. 10.



Рис. 9. Зависимость давления от времени в 4 точках на поверхности модели (колебания относительно среднего значения).



Рис. 10. Распределение давления на поверхности модели. Стационарные значения и усредненные по времени в 4 точках.



Рис. 11. Спектры колебаний давления.

Как видно на рис. 11, основная частота колебаний  $\omega = 10$  совпадает с частотой возмущений набегающего потока. Наблюдаются также колебания кратных частот значительно меньшей амплитуды.

#### Заключение

В работе проведено численное исследование трансзвукового обтекания надкалиберной модели головной части ракеты-носителя. Расчеты выполнены в рамках модели нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса в диапазоне чисел Maxa набегающего потока 1.038 - 1.095. Выявлены основные детали перестройки течения при изменении числа Маха, связанные с изменением положения и структуры основных разрывов решения. Исследовано влияние возмущений акустического типа в набегающем потоке. Показано, что при рассмотренных значениях амплитуды и частоты возмущений принципиальных изменений картины течения не происходит. Средние по времени значения давления в контрольных точках оказываются близки к стационарным. Дальнейшие исследования должны быть направлены на уточнение полученных в работе результатов.

### Список литературы

- 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 околозвуковых 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 околозвуковых скоростях. Труды ЦАГИ, вып. 1976, 1979, с. 1–32.
- [6] Бертынь В.Р., Назаренко В.В., Невежина 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] 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.

- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] 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.
- [21] Блохинцев Д.И. Акустика неоднородной движущейся среды. Издательство: М.: Наука; Издание 2-е. 1981.
- [22] Годунов С.К. [и др.] Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976.