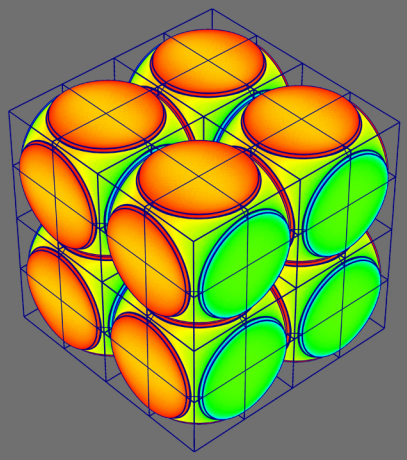
ISSN 2309-3684



Математическое моделирование и численные методы

Котенев В.П., Пучков А.С., Сапожников Д.А., Тонких Е.Г.
Восстановление распределения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа с произвольным эффективным показателем адиабаты.
Математическое моделирование и численные методы, 2018, № 2, с. 109–121

Источник: https://mmcm.bmstu.ru/articles/167/

Параметры загрузки:
IP: 216.73.216.140
11.11.2026 10:00:14

УДК 533.6.011.5

Восстановление распределения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа с произвольным эффективным показателем адиабаты

© В.П. Котенев[1, 2], А.С. Пучков[1, 2]
Д.А. Сапожников[1, 2], Е.Г. Тонких[1, 2]

[1] АО «ВПК «НПО машиностроения»,
г. Реутов, Московская обл., 143966, Россия
[2] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

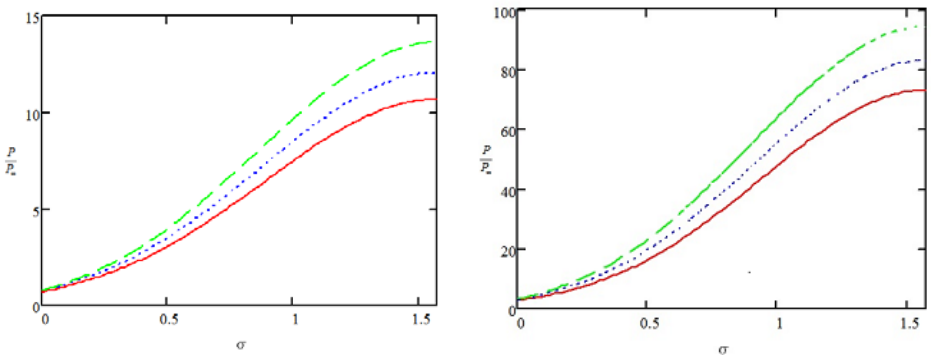
Проведено обобщение предложенной ранее зависимости для определения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком невязкого совершенного газа. Обобщенная зависимость позволяет определить параметры обтекания для газов с эффективным показателем адиабаты, отличным от совершенного. Показано, что давление существенно зависит от показателя адиабаты. Модификация исходной зависимости проводится на основании данных о параметрах высокотемпературного газа на критической линии. Принимается допущение о пропорциональном изменении параметров обтекания во всей области. Результаты применения модифицированной зависимости сравниваются с данными для высокотемпературного и показывают высокую достоверность. Приведенная зависимость может быть использована самостоятельно для расчета течений около сферических элементов аэродинамических компоновок или в качестве начального приближения для высокоточных методов в рамках строгой математической постановки системы уравнений газовой динамики.

Ключевые слова: *сверхзвуковой поток, метод Шепарда, высокотемпературный газ.*

Введение. Спускаемые модули космических аппаратов и межпланетные зонды при входе в атмосферу планет нуждаются в существенном снижении скорости для обеспечения мягкой посадки на поверхность [1, 2]. Как правило, выделяют два этапа торможения спускаемого аппарата, аэродинамическое торможение и непосредственный спуск. Для аэродинамического торможения спускаемые аппараты оснащаются различными аэродинамическими тормозными устройствами. В данной работе мы обращаем внимание на случаи, когда торможение осуществляется при помощи сферических элементов. Известно, что спускаемые модули нередко оснащаются сферическими щитами, затупленными тормозными конусами или представляют из себя сферы [3, 4, 5]. Таким образом, определение аэродинамических и тепловых нагрузок, приложенных к сферическим элементам спускаемых аппаратов и межпланетных зондов является актуальной задачей для конструирования земных и межпланетных спускаемых аппаратов.

Ранее была предложена зависимость для определения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой потоком сверхзвукового совершенного газа с показателем адиабаты Пуассона 1.4 [6]. Зависимость была получена путем обобщения данных расчетов в рамках строгой постановки системы уравнений газовой динамики [7] средствами анализа данных. Построенная зависимость с высокой долей достоверности описывала распределение давления в зависимости от числа Маха, величины центрального угла σ и нормализованной координаты ξ, однако, эта зависимость не позволяет учесть свойства газов, отличных от совершенного. В то же время, в ряде работ [8 – 9] приводятся обобщенные зависимости для определения давления вдоль критической линии при обтекании сферы в зависимости от показателя адиабаты. Учет результатов [8 – 9] при корректировке зависимости [6] позволяет учесть свойства высокотемпературных газов при определении давления в возмущенной области около сферы.

В работе [7] продемонстрировано, что изменение показателя адиабаты не существенно влияет на отношение коэффициента лобового сопротивления к давлению торможения $Cx/\overline{P}_0^{/}$. Однако, давление, используемое в качестве начального приближения в задачах, связанных с численным интегрированием системы уравнений газовой динамики, существенно зависит от показателя адиабаты. На рис. 1 приведено сравнение распределения давления по поверхности сферы в зависимости от центрального угла для различных отношений теплоемкостей при числах Маха M=3 (рис. 1*а*) и M=8 (рис. 1*б*).



а *б*

Рис. 1. Распределение давление вдоль поверхности сферы при различных показателях адиабаты, синяя - $\gamma = 1,4$, красная - $\gamma = 1,18$, зеленая - $\gamma = 1,66$:
а – число Маха M=3; *б* – число Маха M=8

Целью работы является построение зависимости, способной с высокой точностью определять давление в возмущенной области около

сферы при различных показателях адиабаты Пуассона для последующего самостоятельного применения и внедрения в программные комплексы, предназначенные для определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов.

Подход к решению. Для построения зависимости используется функция Шепарда. Функция Шепарда представляет собой интерполянт, учитывающий влияние и тенденцию известных узловых значений. Любое значение функции на интервале интерполяции является суммой средневзвешенных значений в узлах. Модификации метода позволяют учесть не только значения в узлах, но и тенденции к их изменению. Модифицированная функция Шепарда [10 – 11] выглядит следующим образом:

$$
\begin{aligned}
&f(\xi) = U\sum_i F_i w_i \\
&U = \frac{1}{\sum_i w_i}, w_i = \frac{1}{\rho(\xi_i, \xi)^2} \\
&F_1 = A\xi^2 + B\xi + C \\
&F_2 = D\xi + E
\end{aligned}
\qquad (1)
$$

здесь F_i - узловое значение взвешиваемых функций, w_i имеет смысл веса, убывающего при удалении от узла, а $\rho(\xi_i, \xi)$ евклидово расстояние от узловой точки до текущей, ξ представляет собой нормализованную координату, изменяющуюся от 0 на теле до 1 на ударной волне, параметры *A, B, C, D, E* зависят от величины центрального угла и числа Маха, ниже они рассматриваются отдельно.

Обратим внимание на то, что в узлах интерполяции знаменатель весовой функции обращается в ноль и поправим функцию с учетом этого факта:

$$
f(\xi) = \begin{cases} U\sum_i F_i w_i, \ \xi \neq \xi_i \\ F_i, \ \xi = \xi_i \end{cases} \qquad (2)
$$

Определение коэффициентов зависимости. Параметр С имеет смысл давления на поверхности тела и вычисляется, согласно [12, 13]. Давление $\frac{P}{P_0'}$ на поверхности сферы от точки торможения и до отрыва потока рассчитывается по формуле:

$$\frac{P}{P_0'} = \left(\frac{1-(k\sigma)^2}{1+(k\sigma)^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}},$$

где $k = \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+3}} \frac{1}{\sigma_{**}}$, σ - центральный угол, σ_{**} - положение звуковой точки на поверхности сферы [12, 13]. Будем пользоваться этой же формулой и в случае, когда эффективный показатель адиабаты отличен от 1.4

Связь этого соотношения с давлением $\frac{P}{P_\infty}$, которое используется в наших рассуждениях, можно установить по формуле Релея:

$$\frac{P_0'}{P_\infty} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} M_\infty^2 \left(\gamma - \frac{\gamma-1}{2M_\infty^2} \right)^{-\frac{1}{\gamma-1}}.$$

Соответственно, коэффициент C можно определить следующим образом:

$$C = \left. \frac{P}{P_\infty} \right|_b = \frac{P_0'}{P_\infty} \frac{P}{P_0'}. \qquad (3)$$

Соотношения эти справедливы при любом показателе адиабаты. Для большей ясности в дальнейшем будем обозначать показатель адиабаты, если речь идет о совершенном газе γ, в других случаях - κ. Соответственно, коэффициент *C* будем вычислять, заменив γ на κ.

Примем допущение о том, что изменение показателя адиабаты не приводит к изменению тенденции для давления. Тогда параметры *A, B, D,* определяющие тенденцию к изменению давления по мере удаления от узловых точек, могут быть найдены из зависимостей, полученных в [6] по методам, описанным в [14, 15, 16]:

$$\begin{aligned} A(M,\sigma) &= \alpha_A(M)\sigma^3 + \beta_A(M)\sigma^2 + \gamma_A(M)\sigma + \delta_A(M), \\ B(M,\sigma) &= \alpha_B(M)\sigma^3 + \beta_B(M)\sigma^2 + \gamma_B(M)\sigma + \delta_B(M), \\ D(M,\sigma) &= \alpha_D(M)\sigma^3 + \beta_D(M)\sigma^2 + \gamma_D(M)\sigma + \delta_D(M). \end{aligned} \qquad (4)$$

Коэффициенты перед степенями σ (σ для *A, B, D* измеряется в

градусах), зависящие от числа Маха определяются следующими соотношениями (5-7):

$$\begin{aligned}
&\alpha_A = -6.2324673\cdot10^{-7}\mathrm{M}^2 + 9.5658655\cdot10^{-7}\mathrm{M} + 2.2713325\cdot10^{-6},\\
&\beta_A = 1.0672898\cdot10^{-4}\mathrm{M}^2 - 2.4028788\cdot10^{-4}\mathrm{M} - 6.0210992\cdot10^{-4},\\
&\gamma_A = 2.8202221\cdot10^{-4}\mathrm{M}^2 + 0.0087692\mathrm{M} - 0.0075306,\\
&\delta_A = -0.1939579\mathrm{M}^2 - 0.1312538\mathrm{M} - 0.3101295.
\end{aligned} \tag{5}$$

$$\begin{aligned}
&\alpha_B = -1.4042279\cdot10^{-6}\mathrm{M}^2 - 1.2481692\cdot10^{-6}\mathrm{M} - 2.7305601\cdot10^{-6},\\
&\beta_B = 1.5467478\cdot10^{-4}\mathrm{M}^2 + 1.098984\cdot10^{-4}\mathrm{M} + 8.1942289\cdot10^{-4},\\
&\gamma_B = 4.0301283\cdot10^{-4}\mathrm{M}^2 - 0.0040106\mathrm{M} - 0.0014166,\\
&\delta_B = -0.0203147\mathrm{M}^2 + 0.0861394\mathrm{M} - 0.4270167.
\end{aligned} \tag{6}$$

$$\begin{aligned}
&\alpha_D = -2.3409625\cdot10^{-6}\mathrm{M}^2 + 1.1093017\cdot10^{-6}\mathrm{M} + 2.5939363\cdot10^{-7},\\
&\beta_D = 2.8811573\cdot10^{-4}\mathrm{M}^2 - 2.0172379\cdot10^{-4}\mathrm{M} + 6.3008946\cdot10^{-5},\\
&\gamma_D = 9.7615728\cdot10^{-4}\mathrm{M}^2 + 0.0047502\mathrm{M} - 0.0083492,\\
&\delta_D = -0.2500483\mathrm{M}^2 - 0.1179685\mathrm{M} - 0.4118906.
\end{aligned} \tag{7}$$

Коэффициент E определяется из условий Ренкина-Гюгонио [17, 18] на ударной волне. Поскольку с изменением показателя адиабаты меняется геометрия ударной волны, коэффициент E необходимо модифицировать.

Рассмотрим соотношение для определения отхода ударной волны из [6]:

$$r_w(M,\sigma) = \frac{F(\sigma)}{M-1} + G(\sigma). \tag{8}$$

Здесь $r_w(M,\sigma)$ – отход ударной волны от тела по радиальному направлению в зависимости от значения числа Маха и центрального угла, вычисляемый в долях радиуса сферы. Зависимости $F(\sigma)$, $G(\sigma)$ имеют вид:

$$\begin{aligned}
F(\sigma) &= 2.238353\cdot10^{-8}\sigma^4 - 2.340217\cdot10^{-6}\sigma^3 +\\
&+1.4520624\cdot10^{-4}\sigma^2 - 0.001233\sigma + 0.2564114\\
G(\sigma) &= 7.6110835\cdot10^{-9}\sigma^4 - 7.0587313\cdot10^{-7}\sigma^3 +\\
&+5.0361929\cdot10^{-5}\sigma^2 - 4.8618782\cdot10^{-4}\sigma + 1.1043605
\end{aligned}$$

(σ для F, G измеряется в градусах),

Зная отход ударной волны от тела, можно легко вычислить ее наклон в конкретной точке и определить давление на поверхности ударной волны из соотношений Ренкина-Гюгонио. Однако формула (8) справедлива для совершенного газа. В работах [8 – 9] приведены зависимости для отхода $\varepsilon_0(\gamma)+1$ ударной волны на критической линии:

$$\varepsilon_0(\gamma)+1=\left(K(\gamma)+\frac{0.07}{M^2}\right)\left(0.76+1.05\left(K(\gamma)+\frac{0.07}{M^2}\right)^2\right)+1, \qquad (9)$$

где $K(\gamma)$ – коэффициент сжатия, определяемый формулой:

$$\frac{1}{K(\gamma)}=\frac{\frac{P_B}{P_\infty}(\gamma+1)+\gamma-1}{\frac{P_B}{P_\infty}(\gamma-1)+\gamma-1}$$

$$\frac{P_B}{P_\infty}=\frac{2\gamma M^2-\gamma+1}{\gamma+1}$$

Сравнение показывает (рис. 2), что отход ударной волны, вычисленный по формуле (8) на критической линии для совершенного газа совпадает со значениями из работ [8 – 9].

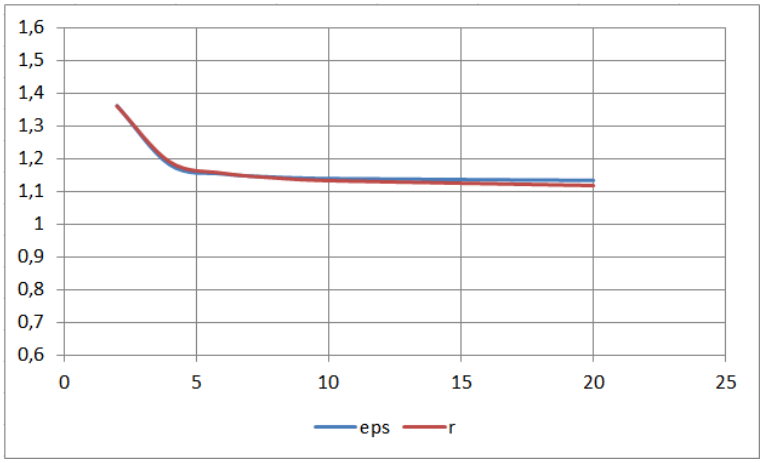


Рис. 10. Отход ударной волны от тела на критической линии в долях радиуса обтекаемой сферы:
красным цветом – вычисленный по формуле (9), синим цветом – вычисленный по формуле (8)

То есть, верно соотношение

$$\varepsilon_0(\gamma)+1=r_w(\gamma) \tag{10}$$

С учетом (10) можем записать следующую пропорцию:

$$\frac{\varepsilon_0(\gamma)+1}{\varepsilon_0(\kappa)+1}=\frac{r_w(\sigma=0;\ \gamma)}{r_w(\sigma=0;\ \kappa)}$$

Предположим, что отход ударной волны от тела с изменением показателя адиабаты на всех линиях меняется пропорционально отходу на критической линии. Тогда можем перейти к произвольному σ и построить следующую зависимость:

$$r_w(\kappa)=\frac{r_w(\gamma)}{\nu},\ \forall\sigma\in\left[0;\frac{\pi}{2}\right], \tag{11}$$

где ν соответствует отношению отходов ударной волны на критической линии при различных значениях γ:

$$\nu=\frac{\left(K(\gamma)+\frac{0.07}{M^2}\right)\left(0.76+1.05\left(K(\gamma)+\frac{0.07}{M^2}\right)^2\right)+1}{\left(K(\kappa)+\frac{0.07}{M^2}\right)\left(0.76+1.05\left(K(\kappa)+\frac{0.07}{M^2}\right)^2\right)+1}.$$

Зная отход ударной волны, можно легко определить давление на ударной волне из условий Ренкина-Гюгонио:

$$\left.\frac{P}{P_\infty}\right|_{\xi=1}=\frac{2\gamma}{\gamma+1}M^2\sin^2\alpha-\frac{\kappa-1}{\kappa+1},$$

где α – угол наклона касательной к ударной волне.

Параметр *E* можно описать следующим образом [6]:

$$E=\left.\frac{P}{P_\infty}\right|_1-D. \tag{12}$$

Определив все необходимые зависимости, можем построить распределение давления в соответствие с формулой (1).

Анализ результатов. Результаты сравнивались с расчетами, представленными в [9] при значении числа Маха *M=3* и эффективного показателя адиабаты $\kappa = 1{,}18$. Из рис. 3 видно, что предлагаемая зависимость достаточно точно повторяет расчеты. Также на рис.3 помещено распределение давления в возмущенной области при значении $\gamma = 1{,}4$, что позволяет увидеть существенное изменение давления при изменении показателя адиабаты.

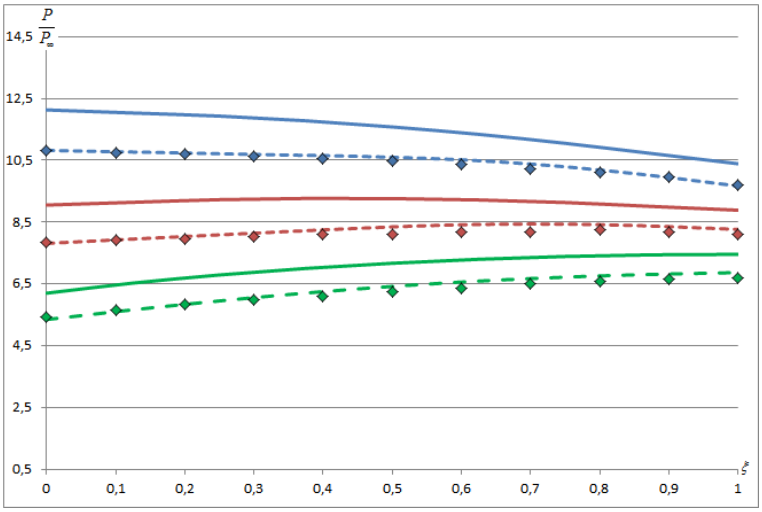


Рис. 3. сравнение распределения давления в возмущенной области около сферы на различных лучах. Сплошная линия – распределение давления для совершенного газа [19], пунктирная линия – распределение давления с использованием предлагаемой зависимости, ромбы – данные из [9]:
синий цвет соответствует критической линии, красный – $\sigma = 30^{\circ}$, зеленый – $\sigma = 45^{\circ}$

Кроме того, в работе [9] приведена зависимость, описывающая движение сферы в атмосфере Земли на различных высотах со скоростями, соответствующими числу Маха *M>4*. Из рис. 4 можно видеть, что кривая из работы [7] не существенно отличается от кривой, полученной по методу из [12], который использовался для определения коэффициента *C*. Эффективный показатель адиабаты в данном случае составил $\kappa = 1{,}2$.

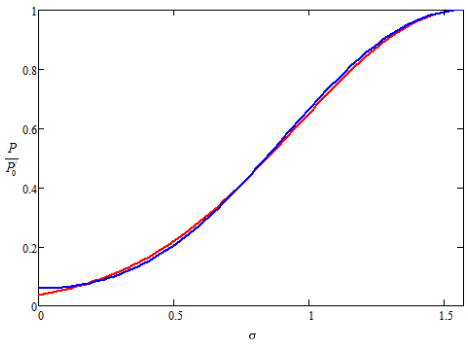


Рис. 4. Давление P/P_0' на поверхности тела по [7] (синяя) и коэффициент *C*, приведенный к виду P/P_0' (красная), *M*=20.

При известном давлении, тепловые нагрузки могут быть учтены по методике, предложенной в [20].

Заключение. Предложена зависимость, которая описывает распределение давления в возмущенной области около сферы для высокотемпературного газа. Зависимость проста в реализации и не требует существенных затрат вычислительных ресурсов. Анализ результатов показывает высокую точность предложенного метода. Зависимость может быть использована как самостоятельно, для целевого определения аэродинамических параметров на сферических участках составных тел [21], так и в качестве первого приближения для пакетов программ расчета параметров обтекания в рамках строгой постановки системы уравнений газовой динамики [22, 23, 24]. Дальнейшие работы в данной области планируется вести в части построения аналогичных зависимостей для других геометрических тел.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Тирский Г. А., Сахаров В. И., Ковалев В. Л., Власов В. И., Горшков А. Б., Ковалев Р. В., Боровой В. Я., Егоров И. В., Белошицкий А. В., Горский В. В., Брыкина И. Г., Афонина Н. Е., Громов В. Г., Кирютин Б. А., Лунев В. В., Скуратов А. С., Алексин В. А., Рогов Б. В., Дядькин А. А., Журин С. В. *Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускемых космических аппаратов и планетных зондов*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2011. 548 с.

[2] Землянский Б. А., Лунев В. В., Власов В. И., Горшков А. Б., Залогин Г. Н., Ковалев Р. В., Маринин В. П., Мурзиков И. Н. *Конвективный теплообмен летательных аппаратов*. Под науч. ред. Б. А. Землянского. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2014. 380 с.

[3] Raymond G. Ziehm and John R., Mellin A. Venus Planetology Mission Based on the Planetary Explorer Spacecraft. *AIAA Journal spacecraft and rockets*. Vol.9, No. 4, 1972, pp. 280 – 283.

[4] Walter L. Heard J.R., Melvin S., Anderson, James Kent Anderson, and Michael F. Card. Design, Analysis, and Tests of a Structural Prototype Viking Aeroshell. *AIAA Journal spacecraft and rockets*. Vol. 10, No. 1, 1973, pp. 56 – 65.

[5] Cassanto J. M. A Base Pressure Experiment for Determining the Atmospheric Pressure Profile of Planets. *AIAA Journal spacecraft and rockets.* Vol. 10, No. 4, April 1973, pp. 253 – 261.

[6] Котенев В. П., Пучков А. С, Сапожников Д. А., Тонких Е. Г. Применение методов машинного обучения для моделирования распределения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой невязким потоком. *Математическое моделирование и численные методы*. 2017, №4. С. 60 – 72.

[7] Лунев В. В. *Течение реальных газов с большими скоростями*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2007. 760 с.

[8] Базжин А.П., Благосклонов В.И., Минайлос А.Н., Пирогова С.В. Обтекание сферы сверхзвуковым потоком совершенного газа. *Ученые записки ЦАГИ*, 1971. Том 2, №3. С. 95 – 100.

[9] Шапиро Е. Г. Исследование сверхзвукового обтекания сферы потоком воздуха при высокой статической температуре. *Научные труды. Аэродинамика больших скоростей*, 1972. №19.

[10] Маслюков А. В. Модификации интерполяционного метода Шепарда на основе фундаментальных решений. *Вестник ТвГУ. Серия: Прикладная математика*, 2007. № 4. С. 99 – 112.
[11] Shepard D. A two-dimensional interpolation function for irregularly-spaced data. *Proceedings of the 1968 23rd ACM National Conference*, 1968, pp. 517-524.
[12] Котенев В. П. Точная зависимость для определения давления на сфере при произвольном числе Маха сверхзвукового набегающего потока. *Математическое моделирование*, 2014. Т. 26. № 9. С. 141-148.
[13] Котенев В. П., Сысенко В. А. Расчет давления при обтекании затупленных тел с малыми сверхзвуковыми скоростями. *Математическое моделирование и численные методы*, 2015. №3. С. 58 – 67.
[14] Дрейпер Н., Смит Г. *Прикладной регрессионный анализ*. Москва, Диалектика, 2007, 912 с.
[15] Фёрстер Э., Рёнц Б. *Методы корреляционного и регрессионного анализа*. Москва, Финансы и статистика, 1981, 302 с.
[16] Вапник В.Н. *Восстановление зависимостей по эмпирическим данным*. Москва, Наука, 1979, 448 с.
[17] Абрамович Г.Н. *Прикладная газовая динамика*. В 2 ч. Ч. 1. Москва, Наука, Гл. ред. физ-мат. лит, 1991, 600 с.
[18] Котенев В. П., Булгаков В. Н., Ожгибисова Ю. С. Модификация метода Польгаузена для расчета тепловых потоков на затупленных телах. *Математическое моделирование и численные методы*, 2016, №3. С. 33-52.
[19] Любимов А.Н., Русанов В.В. *Течения газа около тупых тел*. В 2 т. Т. 2. Москва, Наука, 1970, с. 30– 49.
[20] Димитриенко Ю.И., Котенев В.П., Захаров А.А. *Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике*. Москва, Физматлит, 2011, 280 с.
[21] Котенев В.П., Рацлав Р.А., Сапожников Д.А., Чернышев И.В. Метод классификации элементов поверхности летательного аппарата для численно-аналитического решения задач аэродинамики. *Математическое моделирование и численные методы*, 2017, № 3, с. 83–104.
[22] Димитриенко Ю.И., Коряков М.Н., Захаров А.А. Применение метода RKDG для численного решения трехмерных уравнений газовой динамики на неструктурированных сетках. *Математическое моделирование и численные методы*, 2015, № 8, с. 75–91.
[23] Димитриенко Ю.И., Коряков М.Н., Захаров А.А., Строганов А.С. Численное моделирование сопряженных аэрогазодинамических и термодинамических процессов в композитных конструкциях высокоскоростных летательных аппаратов. *Математическое моделирование и численные методы*, 2014, № 3, с. 3–24.
[24] Dimitrienko Y., Koryakov M., Zakharov A. Application of finite difference TVD methods in hypersonic aerodynamics. *Finite Difference Methods, Theory and Applications*, 2014, pp. 161–168.

Статья поступила 08.06.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:
Котенев В.П., Пучков А.С., Восстановление распределения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа с произвольным эффективным показателем адиабаты. *Математическое моделирование и численные методы*, 2018, № 2, с. 109–121.

Котенев Владимир Пантелеевич – д-р техн. наук, профессор кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана, начальник отдела аэродинамики в АО «ВПК «НПО машиностроения». Автор около 60 научных работ в области прикладной математики, численных и аналитических методов исследования течения газа при обтекании поверхности летательных аппаратов.

Пучков Андрей Сергеевич – студент кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана, техник отдела аэродинамики в АО «ВПК «НПО машиностроения».

Сапожников Денис Алексеевич – аспирант кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер отдела аэродинамики в АО «ВПК «НПО машиностроения», автор работ в области численных, аналитических и статистических методов исследования течения газа при обтекании поверхности летательных аппаратов.

Тонких Евгений Геннадьевич – студент кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана, техник отдела аэродинамики в АО «ВПК «НПО машиностроения».

The restoration of the pressure distribution in the perturbed region near the sphere in supersonic gas flow with an arbitrary effective adiabatic index

© V.P. Kotenev[1, 2], A.S. Puchkov[1, 2],
D.A. Sapozhnikov [1, 2], E.G. Tonkikh [1, 2],

[1] JSC “MIC “NPO Mashinostroenia”, Moscow region,
Reutov-town, 143966, Russia
[2] Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The generalization of the dependency which was proposed earlier for determining of the pressure in perturbed area streamlined by the supersonic flow of the inviscid perfect gas was provided. The modification allows to consider effects which occur when the sphere is streamlined by high temperature gas with adiabatic index which do not equal 1.4. According to article [2-3], made adjustment to the function which describes the behavior of the shock wave which depends on the adiabatic index. The Shepard function’s coefficient also consider of adiabatic index. First and second order members of Shepard function which describe a pressure in area does not change. Comparison of application versions with the available data calculations for the high temperature gas and approximations based on perfect gas shows high accuracy of the proposed approach.

Keywords: *supersonic flow, Shepard’s method, high temperature gas.*

REFERENCES

[1] Tirskij G. A., Saharov V. I., Kovalev V. L., Vlasov V. I., Gorshkov A. B., Kovalev R. V., Borovoj V. YA., Egorov I. V., Beloshickij A. V., Gorskij V. V., Brykina I. G., Afonina N. E., Gromov V. G., Kiryutin B. A., Lunev V. V., Skuratov A. S.,

Aleksin V. A., Rogov B. V., Dyad'kin A. A., ZHurin S. V. *Giperzvukovaya aehrodinamika i teplomassoobmen spuskemyh kosmicheskih apparatov i planetnyh zondov* [Hypersonic aerodynamics and heat and mass transfer of descent spacecraft and planetary probes]. Moscow, Fizmatlit Publ.. 2011. 548 p.

[2] Zemlyanskij B.A., Lunev V.V., Vlasov V.I., Gorshkov A.B., Zalogin G.N., Kovalev R.V., Marinin V.P., Murzikov I.N. *Konvektivnyj teploobmen letatel'nyh apparatov* [Convective heat transfer of aircraft].Red. by Zemlyanskij B. A. Moscow, Fizmatlit Publ,. 2011. 548 p.

[3] Raymond G. Ziehm and John R., Mellin A. Venus Planetology Mission Based on the Planetary Explorer Spacecraft. *AIAA Journal spacecraft and rockets.* Vol.9, No. 4, 1972, pp. 280 – 283.

[4] Walter L. Heard J.R., Melvin S., Anderson, James Kent Anderson, and Michael F. Card. Design, Analysis, and Tests of a Structural Prototype Viking Aeroshell. *AIAA Journal spacecraft and rockets.* Vol. 10, No. 1, 1973, pp. 56 – 65.

[5] Cassanto J. M. A Base Pressure Experiment for Determining the Atmospheric Pressure Profile of Planets. *AIAA Journal spacecraft and rockets.* Vol. 10, No. 4, April 1973, pp. 253 – 261.

[6] Kotenev V.P., Puchkov A.S., Sapozhnokov D.A., Tonkokh E.G. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody – Mathematical Modeling and Computational Methods.* 2017, №4. С. 60 – 72.

[7] Lunev V.V. *Techenie realnykh gazov s bolshimi skorostyami* [Real Gases Transfer at High Speeds]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2007, 760 p.

[8] Bazhin A.P., Blagosklonov V.I., Minailos A.N., Pirogov S.V. *Uchenye zapiski TSAGI – Scientific notes of TSAGI.* 1971. V. 2, №3. P. 95 – 100.

[9] Shapiro E.G. *Nauchnye Trudy. Aerodinamika bolshikh skorostei – Proceedings. Aerodynamics of high speeds*, 1972. №19.

[10] Maslyukov A.V. *Vestnik TvGU. Seriya: Prikladnaya matematika – Herald Of Tver State University. Series: Applied mathematics*. 2007. № 4. P. 99 – 112.

[11] Shepard D. A two-dimensional interpolation function for irregularly-spaced data. *Proceedings of the 1968 23rd ACM National Conference*, 1968, pp. 517-524.

[12] Kotenev V.P. *Matematicheskoe modelirovanie – Mathematical Modeling*, 2014. V. 26. no. 9. pp. 141-148.

[13] Kotenev V.P., Sysenko V.A. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody – Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2015. no. 3. pp. 58 – 67.

[14] Draper N.R., Smith H. *Applied regression analysis (Wiley series in probability and statistics).* Wiley-Interscience Publ., 1998, 736 p. [In Russ.: Draper N., Smith H. *Prikladnoy regressionnyy analiz*. Moscow, Dialektika Publ., 2007, 912 p.].

[15] Ferster E., Renc B. *Methoden der Korrelation – und Regressiolynsanalyse.* [In Russ.: Ferster E., Renc B. *Metody korreliatsionnogo i regressionnogo analiza* [The methods of correlation and regression analysis]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1981, 302 p.].

[16] Vapnik V.N. *Vosstanovlenie zavisimostey po empiricheskim dannym* [Restoring dependencies using the empirical data]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 448 p.

[17] Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied Gas Dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1991.

[18] Kotenev V.P., Bulgakov V.N., Ozhgibisova Yu.S. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody – Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2016, no. 3. pp. 33-52.

[19] Lyubimov A.N., Rusanov V.V. *Techeniya gaza okolo tupykh tel*. V 2 t. T. 2. [Gas flow near the stub bodies. In 2 vols. Vol. 2]. Moscow, Nauka Publ., 1970, pp. 30–49.
[20] Dimitrienko Yu.I., Kotenev V.P., Zakharov A.A. *Metod lentochnykh adaptivnykh setok dlya chislennogo modelirovaniya v gazovoy dinamike* [The method of belt adaptive grids for computational modelling in gas dynamics]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2011, 280 p.
[21] Kotenev V.P., Ratslav R.A., Sapozhnikov D.A., Chernyshev I.V. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2017, no. 3, pp. 83–104.
[22] Dimitrienko Yu.I., Koryakov M.N., Zakharov A.A. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*. 2015, № 8, P. 75–91.
[23] Dimitrienko Yu.I., Koryakov M.N., Zakharov A.A., Stroganov A.S. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2014, no. 3, pp. 3–24.
[24] Dimitrienko Y., Koryakov M., Zakharov A. Application of finite difference TVD methods in hypersonic aerodynamics. *Finite Difference Methods, Theory and Applications*, 2014, pp. 161–168.

Kotenev V.P., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University. Head of the Department of Aerodynamics at JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”. Author of over 60 scientific works in the field of applied mathematics, numerical and analytical methods for researching the flow of gas when streamlining the aircraft surface.

Puchkov A.S., student, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University. Technician of the Department of Aerodynamics at JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”.

Sapozhnikov D.A., post-graduate student, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University. Engineer of the Department of Aerodynamics at JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”. Author of a few scientific works in the field of applied mathematics, numerical and analytical methods for researching the flow of gas when streamlining the aircraft surface.

Tonkikh E.G., student, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University. Technician of the Department of Aerodynamics at JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”.