

Численное моделирование взаимодействия неоперенного вращающегося тела со сверхзвуковым потоком

© О.Ю. Власов, Н.В. Семенчиков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

Представлены результаты численного исследования обтекания вращающегося и невращающегося тел вращения при сверхзвуковых скоростях набегающего потока ($M_\infty = 2,0 \dots 4,0$). Исследование проведено в целях определения применимости численного метода, построенного на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, замкнутых моделью турбулентности (RANS-метод), к расчету обтекания сверхзвуковым потоком вращающихся неоперенных тел и верификации метода. В результате расчетов с использованием программного комплекса ANSYS 14.5 получено распределение давления и касательных напряжений по поверхности тела вращения, а также найдены коэффициенты суммарных аэродинамических сил и моментов для вращающегося и невращающегося тел. Проведено сравнение полученных результатов для распределения давления и зависимости силы Магнуса от угла атаки с имеющимися экспериментальными данными. Установлено, что для не вращающегося тела расхождение между расчетными и экспериментальными значениями распределения давления по поверхности тела составляет не более 5 %. Для вращающегося тела отсутствуют экспериментальные данные по распределению давления, поэтому выполнено сравнение интегральных характеристик — силу и момент Магнуса. При безотрывном обтекании расхождение между результатами расчета и эксперимента не превышает 7 %, с развитием отрыва потока сходимость расчетных и экспериментальных значений ухудшается. На основании проведенных исследований сделан вывод, что используемый метод можно применять для оценки влияния вращения на аэродинамические характеристики вращающегося тела при сверхзвуковых скоростях.

Ключевые слова: уравнения Навье — Стокса, RANS, ANSYS, скользящие сетки, сила Магнуса

Введение. Для стабилизации и обеспечения устойчивости движущихся неоперенных тел вращения им придают большие скорости вращения относительно продольной оси. При несимметричном обтекании вращающихся тел на них начинает действовать аэродинамическая сила, называемая силой Магнуса [1, 2]. Возмущающий момент от данной силы заметно влияет на устойчивость неоперенных тел вращения.

Формирование силы Магнуса на вращающихся телах, оценку этой силы и ее зависимость от различных факторов исследовали многие отечественные и зарубежные ученые. Известен ряд работ, в которых рассматривалось обтекание вращающегося тела поперечным потоком, исследовались аэродинамические характеристики таких тел как экспериментально, так и с помощью численных методов [2, 3].

Исследования продольного обтекания вращающихся тел вращения в специальной научно-технической литературе отражены в меньшем объеме, но данная проблема также рассматривалась, например, в работах [4–6].

В настоящее время для решения задачи продольного обтекания вращающегося тела вращения целесообразно использовать численные методы, построенные, например, на основе осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье — Стокса, замкнутых различными моделями турбулентности (RANS-метод), и метод конечных объемов [7, 8].

Осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса можно записать в следующем виде:

уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0; \quad (1)$$

уравнения движения

$$\frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_j \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\bar{p} + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u'_j u'_i} \right]. \quad (2)$$

Здесь ρ — плотность; μ — динамическая вязкость; \bar{p} — осредненное давление; u — мгновенное значение скорости, которое состоит из осредненного значения \bar{u} и пульсационной составляющей u' .

Слагаемое $-\overline{u'_j u'_i}$ называют рейнольдсовыми (или турбулентными) напряжениями, значения которых без модели турбулентности неизвестны, так что система уравнений (1), (2) является незамкнутой [9].

Цель настоящей работы — определение применимости и верификация указанного выше метода к расчету обтекания вращающихся неоперенных тел сверхзвуковым потоком.

Расчеты проведены как для случая обтекания невращающегося тела вращения (при числе Маха $M_\infty = 3,0$, угле атаки $\alpha = 6,4^\circ$, числе Рейнольдса $Re = 7,3 \cdot 10^6$), так и для вращающегося (при $M_\infty = 2,0 \dots 4,0$, $\alpha = 0 \dots 15^\circ$, $Re = (4,8 \dots 9,6) \cdot 10^6$, относительной скорости вращения $\Omega^* = 0,19$). Для расчетов использован программный комплекс ANSYS Fluent 14.5 (лицензия № 670351).

Исследование обтекания невращающегося тела вращения

Особенности построения расчетной сетки. Для численного исследования обтекания вращающегося и невращающегося тел вращения выбрано неоперенное тело вращения с удлинением $\lambda = 6$ с оживальной носовой частью, геометрические параметры которого

приведены на рис. 1 (геометрия тела взята из работы [4] для последующего сравнения результатов численного моделирования с экспериментальными данными).

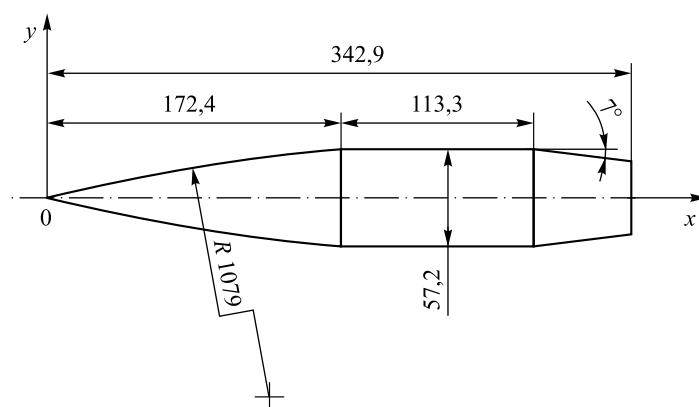


Рис. 1. Геометрические размеры рассматриваемого тела вращения

Вокруг данного тела диаметром D была построена цилиндрическая расчетная область длиной $18D$ и диаметром $10D$. Для создания расчетной сетки использовали препроцессор ICEM CFD. Применяемая структурированная расчетная сетка обеспечивает более устойчивое решение. Высота первого элемента вблизи поверхности тела вращения составляла $0,001$ мм, темп роста высоты ячеек равнялся $1,1$. Этим условиям удовлетворяли первые 50 ячеек расчетной сетки (по направлению нормали от поверхности тела). Затем сетка была сделана более разреженной, в результате чего она стала содержать около $1\,150\,000$ расчетных ячеек.

Исходные данные для расчетов невращающегося тела вращения. Типы граничных условий. Расчеты проводились при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3,0$, угле атаки $\alpha = 6,34$ и числе Рейнольдса $Re = 7,3 \cdot 10^6$ (число Рейнольдса определялось по длине тела вращения L). Для замыкания уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу, использовались модели турбулентности Спаларта — Алмараса ($S-A$), $k-\varepsilon$ Standard, $k-\omega$ SST [10–12]. Во входном сечении расчетной области, а также на ее боковой поверхности ставились граничные условия *pressure-far-field* (задавали давление, температуру и число Маха набегающего потока) [13], а в выходном сечении — условие *pressure-outlet*. Поверхность тела моделировалась с помощью граничного условия типа *wall*: условие прилипания газа и адиабатная стенка. Сходимость процесса установления решения контролировалась по сходимости коэффициента лобового сопротивления C_{x_0} , отнесенного к площади миделевого сечения.

Результаты расчетов для невращающегося тела. Полученные в результате численных расчетов распределения давления по поверхности невращающегося тела сравнивались с имеющимися экспериментальными данными [4] (рис. 2, 3). Угол θ отсчитывался против часовой стрелки от пересечения базовой плоскости с наветренной стороной, если смотреть с носика тела.

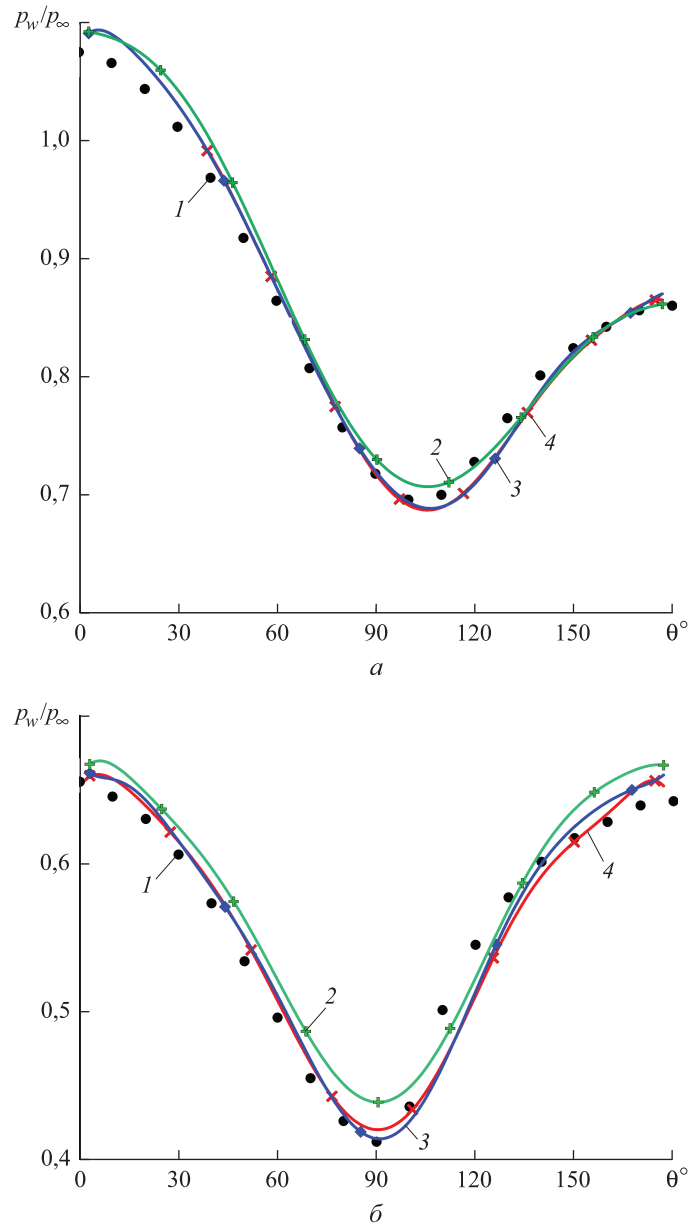


Рис. 2. Распределение давления по поверхности тела в меридиональном сечении при x/D , равном 4,88 (а) и 5,77 (б):

1 — экспериментальные данные; 2–4 — расчетные данные для моделей турбулентности $S-A$, $k-\varepsilon$, $k-\omega$ SST соответственно

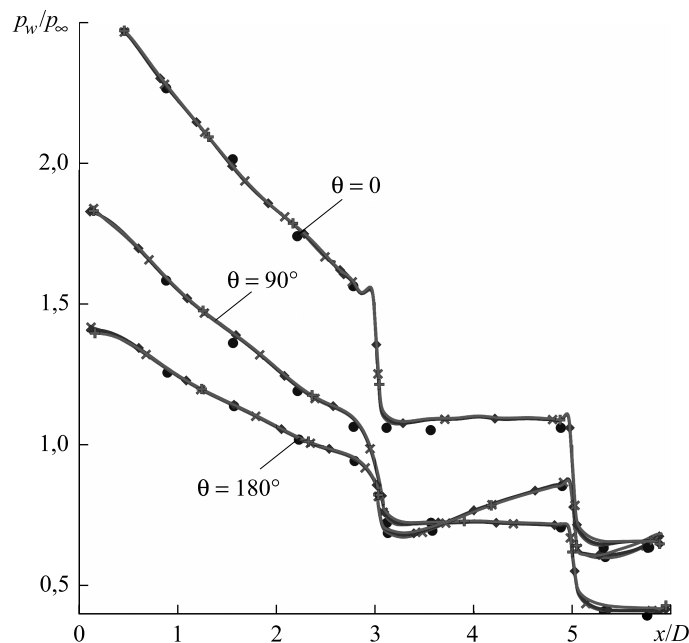


Рис. 3. Распределение давления по поверхности тела в осевом направлении в трех сечениях (обозначения см. рис. 2)

Из представленных на рис. 2, 3 зависимостей следует, что полученное при численном моделировании распределение давления по поверхности тела вращения хорошо согласуется с экспериментальными данными для всех моделей турбулентности. Это позволяет сделать вывод, что указанные модели турбулентности хорошо предсказывают структуру течения вблизи поверхности тела. Более согласованные данные дает модель турбулентности $k-\omega$ SST, поэтому она была выбрана при проведении расчетов для вращающегося тела вращения.

Исследование обтекания вращающегося тела вращения с постоянной угловой скоростью Ω

Особенности построения расчетной сетки. Для моделирования обтекания вращающегося тела использован так называемый подход скользящих сеток [13]. Расчетная область была модифицирована и разбита на подобласти I и II. Внутренняя граница подобласти I являлась исследуемым телом вращения (тип граничных условий *wall*), а на внешних границах подобласти II ставились приведенные выше граничные условия. В препроцессоре ICEM CFD были построены две расчетные сетки: одна для подобласти I, другая — для подобласти II. Затем обе сетки снова объединялись в одну, но граница между подобластями представляла собой «двойную границу»: одной частью она принадлежала подобласти I, а другой — подобласти II. Этому соответствует тип граничного условия *interface* [13]. Таким образом, эти две подобласти стали «развязанными» относительно друг друга.

Особенности проведения расчетов для вращающегося тела.

Расчеты проводились при тех же параметрах набегающего потока, что и для невращающегося тела, но углы атаки α изменялись в пределах $0 \dots 15^\circ$. Применялась модель турбулентности $k-\omega$ SST. Вращение исследуемого тела моделировалось вращением подобласти II с угловой скоростью $\Omega = 20\,000$ об/мин. Эта скорость соответствует значению безразмерной угловой скорости $\Omega^* = \Omega D / v_\infty = 0,19$ (v_∞ — сверхзвуковая скорость). На границе подобластей I и II ставилось граничное условие *interface* [13], что обеспечивало передачу физических параметров газа из подобласти I в подобласть II. Первое приближение получалось при решении задачи в стационарной постановке без вращения исследуемого тела, а последующие приближения — с учетом вращения тела. Сходимость процесса установления решения контролировалась по сходимости коэффициента силы Магнуса (боковой силы) C_z , возникающей при вращении тела.

Результаты расчетов для вращающегося тела вращения. На рис. 4 и 5 приведен пример распределения давления и сил трения по поперечному сечению вращающегося и невращающегося тел при угле атаки $\alpha = 6,34^\circ$. Вращение тела незначительно влияет на характер распределения давления по поперечному сечению тела (см. рис. 4). Угловые координаты точек локального минимума давления на теле почти не зависят от его вращения, а значения минимума относительного давления изменяются на $\pm 2\%$.

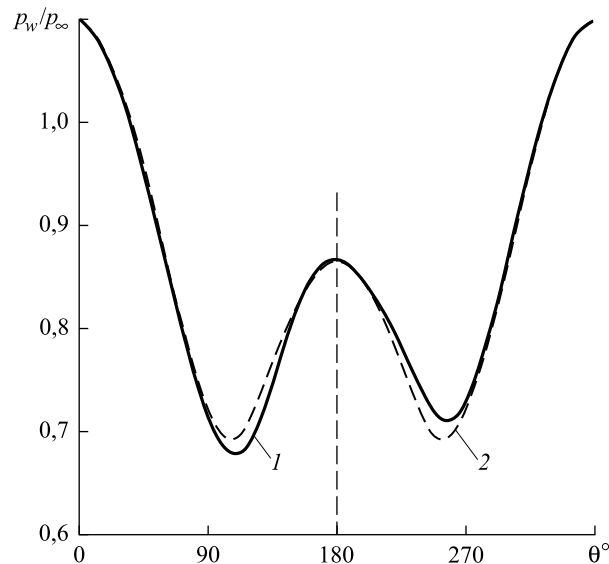


Рис. 4. Распределение относительного давления по поверхности тела в его меридиональном сечении ($\bar{x} = x/D = 4,88$):

1 — $\Omega^* = 0,19$; 2 — 0

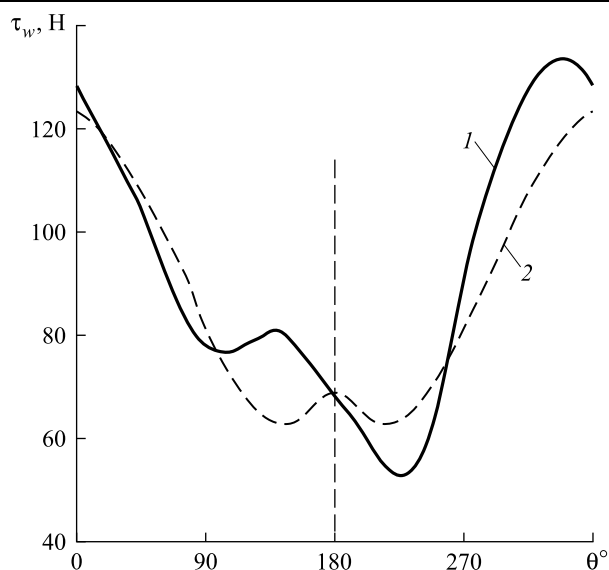


Рис. 5. Распределение касательного напряжения по поверхности тела в его меридиональном сечении ($\bar{x} = x/D = 4,88$; обозначения — см. рис. 4)

Более существенно вращение тела влияет на распределение сил трения по его поверхности. На рис. 5 видно, что при вращении тела изменяется не только характер распределения сил трения, но и значения касательных напряжений, особенно на боковой поверхности тела, где изменение этих значений по сравнению со случаем отсутствия вращения тела может составлять $\pm 27\%$.

На рис. 6 представлены полученные численно и экспериментально значения коэффициента силы Магнуса $C_z = Z / (\rho v^2 / (2S_M))$. При $\alpha \leq 8,5^\circ$ коэффициент C_z изменяется линейно по углу атаки. Это обусловлено безотрывным обтеканием тела. При $\alpha > 8,5^\circ$ начинается отрыв потока с поверхности тела, зависимость $C_z = f(\alpha)$ становится нелинейной, и коэффициент C_z достигает некоторого максимального значения.

На рис. 6 видно, что численный эксперимент правильно предсказывает характер зависимости силы Магнуса от угла атаки тела.

При безотрывном обтекании ($\alpha \leq 8,5^\circ$) значения коэффициента C_z предсказываются вполне удовлетворительно (расхождение между результатами расчета и эксперимента не превышает 7%). Но с развитием отрыва потока от поверхности тела сходимость расчетных и экспериментальных значений коэффициента C_z ухудшается, расхождение между ними возрастает и достигает 13% при $\alpha = 15^\circ$.

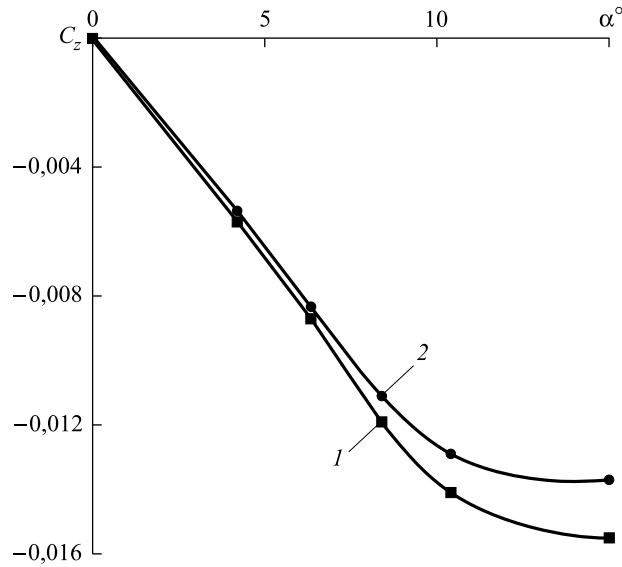


Рис. 6. Зависимость коэффициента силы Магнуса C_z от угла атаки α тела:
1 — расчет; 2 — эксперимент

Зависимость момента силы Магнуса от числа Маха. При исследовании зависимости момента силы Магнуса от числа Маха (рис. 7) дополнительно проводились расчеты при $M_\infty = 2$ ($Re_L = 4,9 \cdot 10^6$) и $M_\infty = 4$ ($Re_L = 9,8 \cdot 10^6$).

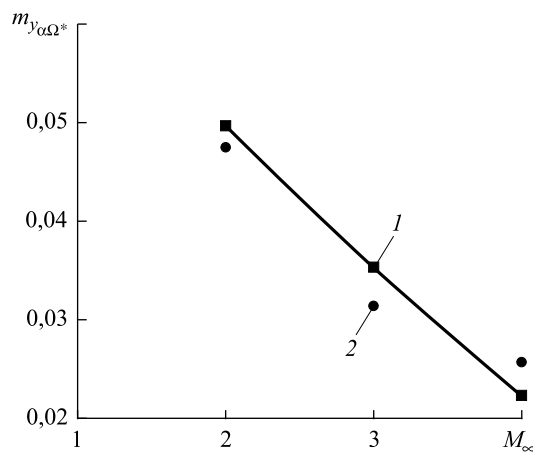


Рис. 7. Зависимость производной $m_{y_{\alpha\Omega^*}} = \frac{d^2 m_y}{d\alpha d\Omega^*}$ от числа Маха:
1 — расчет; 2 — эксперимент

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод о том, что в численных расчетах также удовлетворительно предсказывается и изменение по числу Маха обусловленной эффектом Магнуса производной $m_{y\alpha\Omega}^*$ (расхождение между результатами расчета и эксперимента не превышает 12 %).

Заключение. Численное моделирование обтекания и расчет аэродинамических характеристик вращающихся тел с учетом эффекта Магнуса, основанное на использовании осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, может быть использовано для оценки влияния эффекта Магнуса на силовое взаимодействие вращающегося тела вращения со сверхзвуковым потоком.

При отсутствии отрыва такой подход в численном моделировании взаимодействия потока и вращающегося тела позволяет предсказывать значения коэффициента силы Магнуса C_z с точностью до 7 % при наличии отрыва потока от поверхности тела до 13 %.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Seifert J. A review of the Magnus effect in aeronautics. *Progress in Aerospace Sciences* 55, 2012, pp. 17–45.
- [2] Бычков Н.М. Ветродвигатель с эффектом Магнуса. *Теплофизика и аэромеханика*, 2005, т. 12, № 1, с. 159–175.
- [3] Кусюмов А.Н., Батраков А.С., Нурмухаметов Р.Р., Баракос Дж. Моделирование обтекания вращающегося кругового цилиндра с учетом ламинарно-турбулентного перехода. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2013, № 2, с. 31–37.
- [4] Pechier M., Guillen Ph. A Combined Theoretical-Experimental Investigation of Magnus Effects. *AIAA Paper*, 1998, no. 98–2797. DOI: 10.2514/6.1998-2797
- [5] Kayser L., Sturek W., Yanta W. Measurements in the Turbulent Boundary Layer of a Yawed, Spinning Body of Revolution at Mach 3.0 with a Laser Velocimeter and Impact Probe. *AIAA Paper*, 1978, no. 78–824. DOI: 10.2514/6.1978-824
- [6] Nietubicz C.J., Sturek W.B., Heavey K.R. Computations of Projectile Magnus Effect at Transonic Velocities. *AIAA Journal*, 1985, vol. 23, no. 7, pp. 998–1004.
- [7] Fletcher C.A.J. *Computational Techniques for Fluid Dynamics*. In 2 vols. Heidelberg, Springer-Verlag, 1998.
- [8] Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, 687 с.
- [9] Снегирёв А.Ю. *Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений*. Санкт-Петербург, Изд-во Политехн. ун-та, 2009, 143 с.
- [10] Bradshaw P., Woods W.A. *An Introduction to Turbulence and its Measurement*. Pergamon Press, 1971, 238 p.
- [11] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. DCW Industries Inc., 1998, 537 p.
- [12] Белов И.А., Исаев С.А. *Моделирование турбулентных течений*. Санкт-Петербург, Балтийский государственный технический ун-т, 2001, 109 с.
- [13] *ANSYS Customer Portal*. URL: <http://support.ansys.com/portal/site/AnsysCustomerPortal> (дата обращения 06.07.2018).

Статья поступила в редакцию 28.11.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Власов О.Ю., Семенчиков Н.В. Численное моделирование взаимодействия неоперенного вращающегося тела со сверхзвуковым потоком. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-1-1839>



Власов Олег Юрьевич — аспирант кафедры «Аэродинамика летательных аппаратов» Московского авиационного института (НИУ). Имеет три публикации. Область научных интересов: аэродинамика тел вращения.
e-mail: olegvlasov@yandex.ru



Семенчиков Николай Витальевич — канд. техн. наук, профессор кафедры «Аэродинамика летательных аппаратов» Московского авиационного института (НИУ). Автор более 130 печатных работ. Область профессиональных интересов: аэродинамика летательных аппаратов при больших углах атаки. e-mail: nvs2108@mail.ru

Numerical simulation of the unfinned spinning body interaction with a supersonic flow

© O.Yu. Vlasov, N.V. Semenchikov

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russia

The article presents the results of the computational investigation of the spinning and non-spinning rotation body flow at supersonic speeds of the windstream ($M_\infty = 2, 0 \dots 4, 0$). The study aims at determining the applicability and verification of the numerical method based on Reynolds-averaged Navier—Stokes equations (RANS method) closed with the turbulence model to the calculation of the flow around the spinning unfinned bodies with the supersonic flow. Due to the computations by means of the software package ANSYS 14.5 we have obtained the distribution of pressure and shearing strain along the surface of the rotation body and found the coefficients of the summed aerodynamic forces and moments for both the spinning and non-spinning body. The obtained results for pressure distribution and Magnus force dependence on the angle of attack are compared with the available experimental data. It is established that without rotation a discrepancy between the calculated and experimental values of pressure distribution along the surface of the body is less than or equal to 5%. As there is no experimental data on pressure distribution for the body of rotation we compare the integral characteristics: Magnus force and moment. Under the attached flow the discrepancy between the calculation and experimental data does not exceed 7%, and with the development of flow separation the convergence of the calculated and experimental values disimproves. Based on the research conducted we can conclude that the method used may be applied for estimating the influence of rotation on the aerodynamic characteristics of the spinning body at supersonic speeds.

Keywords: Navier—Stokes equations, RANS, ANSYS, sliding meshes, Magnus force

REFERENCES

- [1] Seifert J. *Progress in Aerospace Sciences*, 2012, no. 55, pp. 17–45.
- [2] Bychkov N.M. *Teplofizika i aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2005, vol. 12, no. 1, pp. 159–175.
- [3] Kusyumov A.N., Batrakov A.S., Nurmukhametov R.R., Barakos G.N. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika — Russian Aeronautics*, 2013, no. 2, pp. 31–37.
- [4] Pechier M., Guillen P., Cayzac R. A combined theoretical-experimental investigation of Magnus effects. *AIAA Paper*, 1998, no. 98–2797. DOI: 10.2514/6.1998-2797
- [5] Kayser L., Sturek W., Yanta W. Measurements in the turbulent boundary layer of a yawed, spinning body of revolution at Mach 3.0 with a laser velocimeter and impact probe. *AIAA Paper*, 1978, no. 78-824. DOI: 10.2514/6.1978-824
- [6] Nietubicz C.J., Sturek W.B., Heavey K.R. Computations of Projectile Magnus Effect at Transonic Velocities. *AIAA Journal*, 1985, vol. 23, no. 7, pp. 998–1004.
- [7] Fletcher C.A.J. *Computational Techniques for Fluid Dynamics*. In 2 vols. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag, 1988.
- [8] Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Moskalenko V.O. *Aerodinamika [Aerodynamics]*. Moscow, BMSTU Publ., 2010, 687 p.

- [9] Snegiryov A.Yu. *Vysokoproizvoditelnye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techeniy* [High performance computing in applied physics. Numerical simulation of turbulent flows]. St. Petersburg, Polytechnic University Publ., 2009, 143 p.
- [10] Bradshaw P., Woods W.A. *An Introduction to Turbulence and its Measurement*. Oxford, Pergamon Press, 1971, 238 p.
- [11] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. California, DCW Industries Inc., 1998, 537 p.
- [12] Belov I.A., Isaev S.A. *Modelirovanie turbulentnykh techeniy* [Turbulent flow modeling]. St. Petersburg, Baltic State Technical University "Voenmekh" named after D.F. Ustinov Publ., 2001, 109 p.
- [13] *ANSYS Customer Portal*.
Available at: <http://support.ansys.com/portal/site/AnsysCustomerPortal> (accessed July 6, 2018).

Vlasov O.Yu., post-graduate student, Department of Aerodynamics of Flying Vehicles, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests include: aerodynamics of rotation bodies. Author of 3 scientific publications.
e-mail: olegvlasov@yandex.ru

Semenchikov N.V., Cand. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerodynamics of Flying Vehicles, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests include: aerodynamics of aircraft at high angles of attack. Author of over 130 scientific publications. e-mail: nvs2108@mail.ru