

УДК 629.7, 532.5

## ОТРЫВ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА ОТ ПОВЕРХНОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ВРАЩАЮЩЕГОСЯ СНАРЯДА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СТРУИ ГЕНЕРАТОРА МИКРОВИХРЕЙ

Ц. Ма\*, Ч. Х. Чень\*\*, Д. В. Сюэ\*\*\*, С. Х. Сунь\*\*\*\*, Ж. Лю\*

\* Нанкинский технический университет, 211816 Нанкин, Китай,

\*\* Нанкинский университет наук и технологий, 210094 Нанкин, Китай,

\*\*\* Чжэцзянский океанологический университет, 316022 Чжоушань, Китай

\*\*\*\* Шанхайский институт аэрокосмических технологий, 201109 Шанхай, Китай

E-mails: jiemaj@njtech.edu.cn, chenzh@njust.edu.cn, xuedw@zjou.edu.cn,

huizi123717@163.com, timliu@njtech.edu.cn

Исследуется возможность использования генераторов микровихрей для повышения устойчивости полета и точности попадания в цель снаряда М549 путем перераспределения вихрей на его поверхности. Генератор микровихрей располагался перед обечайкой снаряда, а структура течения вблизи снаряда моделировалась с использованием метода отсоединенных вихрей. В результате численного моделирования установлено, что с помощью генератора микровихрей можно предотвратить сход вихрей с поверхности снаряда и тем самым устранить вибрацию, вызываемую аэродинамическими силами.

Ключевые слова: аэродинамика, генератор микровихрей, управление отрывом потока, вращающийся снаряд.

DOI: 10.15372/PMTF20210210

**Введение.** Технология управления струями широко используется в самолетостроении. В последнее время эта технология применяется также для ориентирования в пространстве космических кораблей и боевых снарядов [1]. Для управления полетом ракет с вертикальным взлетом используются боковые струи [2]. При наличии боковой струи с малым углом отклонения дальность полета снаряда может быть увеличена [3]. Управление струями позволяет уменьшить шум, создаваемый потоком, путем предотвращаения схода вихрей [4, 5].

В работе [6] методом крупных вихрей исследовались поле течения, создаваемое боковой струей, и распределение давления по поверхности снаряда. В работе [7] проведено моделирование внешнего потока, взаимодействующего с боковой струей, в случае оперенного снаряда. В [8] исследована инжектируемая струя, управляемая силами и моментами, действующими на тело с криволинейной поверхностью. В работе [9] выполнено моделирование взаимодействия боковой струи с внешним потоком при различных углах атаки.

---

Работа выполнена при финансовой поддержке Фонда поддержки научных исследований в Нанкинском техническом университете (грант № 39802118), Национального фонда естественных наук Китая (грант № 11272156), Фонда естественных наук провинции Чжэцзян Китая (грант № Q18E090007) и в рамках научно-технического проекта г. Чжоушань (грант № 2017C41002).

© Ма Ц., Чень Ч. Х., Сюэ Д. В., Сунь С. Х., Лю Ж., 2021

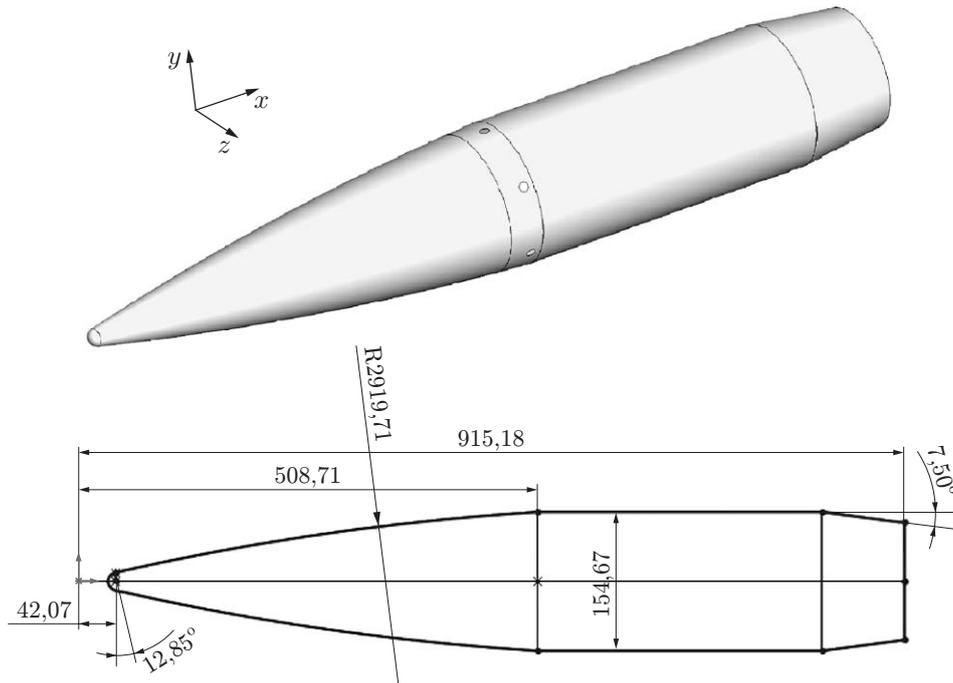


Рис. 1. Модель снаряда [8]

В настоящее время проводятся исследования способов разделения высоко- и низкоскоростных потоков с использованием генераторов вихрей [10]. Из результатов исследований следует, что с помощью генератора вихрей можно препятствовать отрыву пограничного слоя при сверхзвуковом обтекании [11]. Для того чтобы предотвратить отрыв пограничного слоя и увеличить устойчивость полета вращающегося снаряда, предложено помещать генератор микровихрей перед обечайкой снаряда [12, 13].

В данной работе с использованием метода отсоединенных вихрей (метода DES) проводится численное моделирование поля течения вблизи снаряда как при наличии генератора микровихрей, так и в его отсутствие и изучается механизм предотвращения отрыва потока с помощью генератора микровихрей.

**1. Метод исследования.** Для моделирования поля течения использовались коммерческий код FLUENT V16.0 и метод отсоединенных вихрей (метод DES). Система дифференциальных уравнений решалась методом конечных объемов. Для аппроксимации конвективных членов применялся метод расщепления вверх по потоку второго порядка, вязкие члены аппроксимировались центральными разностями.

При использовании  $(k-\varepsilon)$ -модели уравнения метода DES имеют вид

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \frac{k^{3/2}}{l},$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}},$$

где  $\mu_t = \rho C_\mu k^{1/2} l$ ;  $C_1 = \max[0,43, \eta/(\eta + 5)]$ ;  $\eta = Sk/\varepsilon$ ;  $S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$ ;  $l = \min(l_{k-\varepsilon}, C_{DES}\Delta_{\max})$ ;  $l_{k-\varepsilon} = k^{3/2}/\varepsilon$  — масштабный параметр в  $(k-\varepsilon)$ -модели турбулентности;  $C_{DES} = 0,61$ ;  $\Delta_{\max}$  — максимальный размер сетки в направлениях  $x, y, z$ .

В качестве стандартного снаряда (СС) был выбран снаряд М549 (рис. 1). На этом снаряде перед цилиндрической частью размещался генератор струй, формирующий мик-

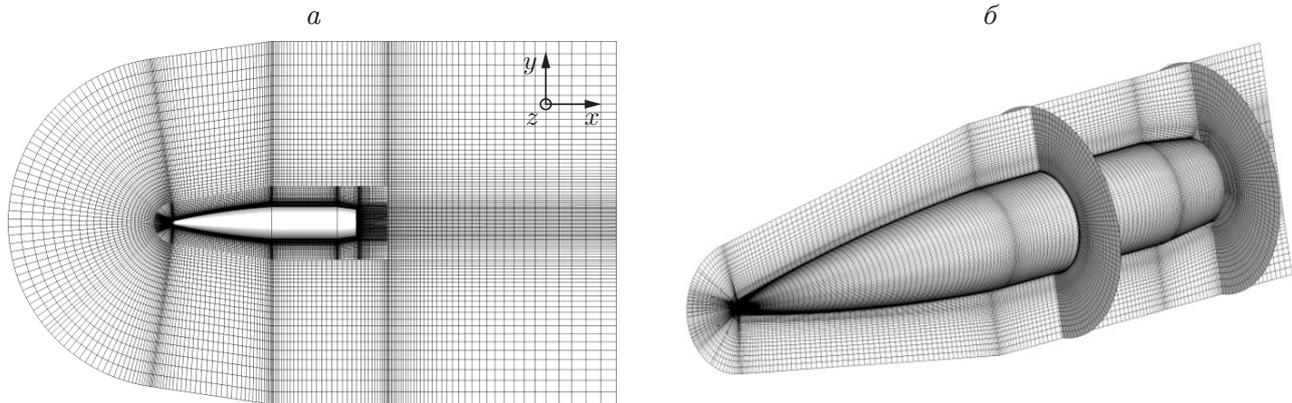


Рис. 2. Расчетная сетка:

*a* — центральная часть снаряда, *б* — область обтекания

ровихри. Диаметр выходных отверстий составлял 10 мм. Данный снаряд представлял собой модель снаряда с генератором струй, создающим микровихри (СГСМВ).

На рис. 2 приведена используемая в расчетах сетка. Расчетная область включает внешнюю фиксированную область и внутреннюю область вращения, через общую границу которых происходит обмен данными. На основе результатов тестовых расчетов было выбрано общее число узлов сетки, приближенно равное  $25 \cdot 10^6$ . Число узлов в направлении вдоль модели (снаряда) равно  $N_l = 308$ , в окружном направлении  $N_c = 120$ , в радиальном направлении  $N_r = 69$ .

Предполагается, что поверхность снаряда и граница внутренней области являются движущимися стенками (вращающимися вместе с внутренней областью), границы внешней области — стенками, на которых отсутствует проскальзывание. Внутренняя область движется вместе с вращающимся снарядом. Предполагается, что число Маха набегающего потока равно  $M = 2,05$ . Поэтому в качестве начальных условий принимаются значения  $P_0 = 1,014 \cdot 10^5$  Па,  $T_0 = 278$  К. Давление в струе равно  $P_j = 2,08 \cdot 10^5$  Па, температура струи  $T_j = 278$  К, число Маха  $M = 1,5$ , угол между струей и осью снаряда  $\theta_j = 60^\circ$ , скорость вращения снаряда  $\Omega = 1112$  рад/с, вращение происходит против часовой стрелки, если смотреть со стороны основания снаряда.

**2. Результаты исследования и их обсуждение.** На рис. 3 приведены экспериментальные и полученные в результате численного моделирования зависимости коэффициентов силы Магнуса  $C_z$  и момента силы Магнуса  $C_{my}$  от угла атаки потока  $\alpha$  для снаряда тангенциально-оживальной формы при  $M = 3$  [14]. Видно, что результаты численного расчета, полученные с использованием предлагаемой модели, лучше согласуются с экспериментальными данными, чем результаты, полученные ранее. Это свидетельствует о достоверности результатов численного моделирования, полученных в данной работе.

**2.1. Принцип работы генератора микровихрей.** Принцип работы генераторов микровихрей такой же, как у пассивных генераторов вихрей (микролопасти, микропанели), формирующих на поверхности снаряда пары сильных вихрей [16]. Такого рода вихревые структуры обеспечивают обмен энергией между главным потоком и пограничным слоем, в результате чего возникает градиент давления, препятствующий срыву потока с поверхности снаряда.

На рис. 4 показана изоповерхность второго инварианта градиента вектора скорости  $\lambda_2$  при обтекании пластины сверхзвуковым потоком. Следы вихревых трубок в основном состоят из следующих четырех элементов: подковообразной вихревой трубки, отходящей от бочкообразной ударной волны в направлении вниз по потоку; вихревой трубки, расположенной над бочкообразной ударной волной; сдвиговой вихревой трубки, расположенной

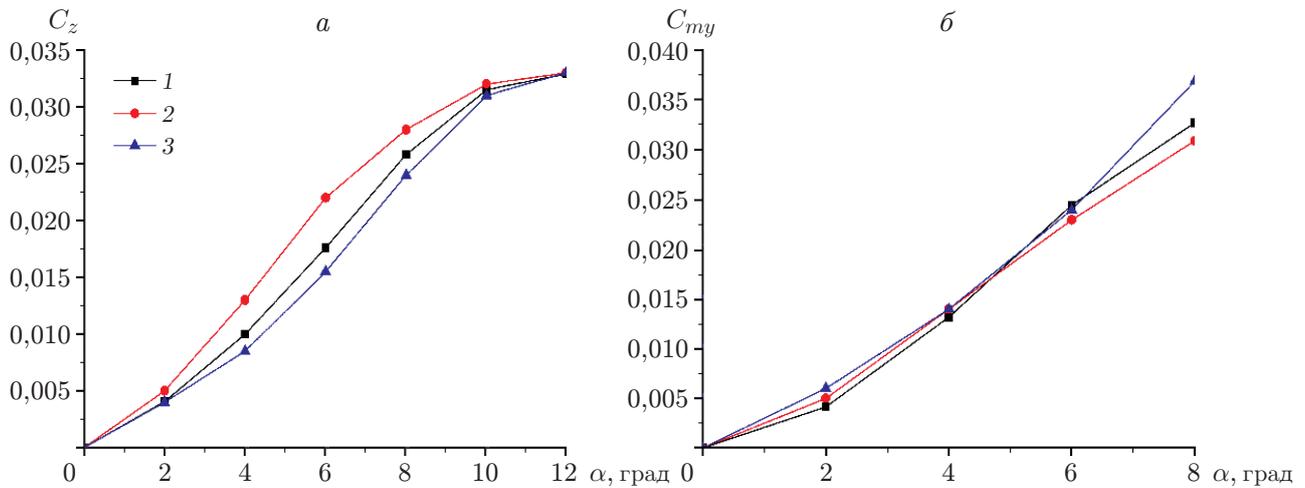


Рис. 3. Зависимости коэффициентов силы Магнуса (а) и момента силы Магнуса (б) от угла атаки [14, 15]:

1 — результаты численного моделирования в данной работе, 2 — экспериментальные данные [14], 3 — результаты численного моделирования в [14]

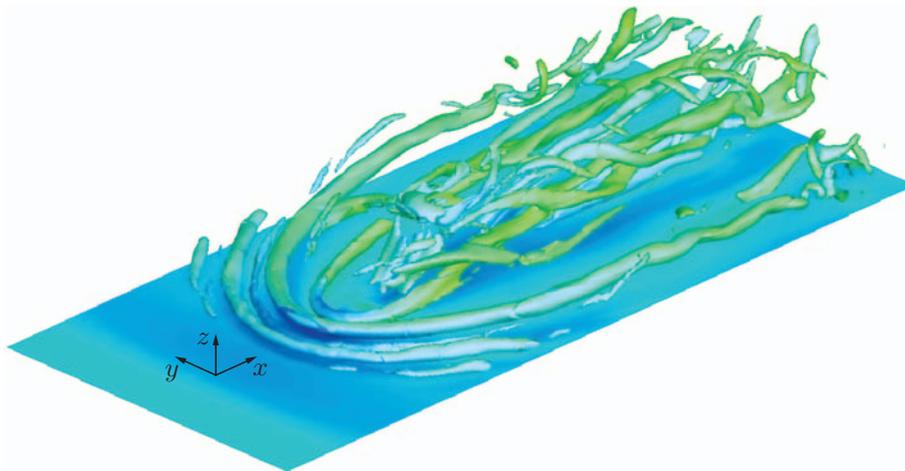


Рис. 4. Изоповерхность второго инварианта градиента вектора скорости  $\lambda_2$  при обтекании пластины сверхзвуковым потоком

вблизи струйного отверстия; продольной вихревой трубки, расположенной в центре на большом расстоянии от отверстия, из которого истекает струя. Сдвиговая и подковообразная вихревые трубки переплетаются и взаимодействуют, в результате чего вихревая структура становится более сложной.

На рис. 5 приведены линии тока в поперечном сечении  $x/D = 3,55$ , формируемые генератором микровихрей. Как отмечено выше, основные пары вихрей, создаваемые генератором микровихрей, располагаются на поверхности вращающегося снаряда, в результате чего происходит обмен энергией между высокоэнергетической и низкоэнергетической жидкостями, что в свою очередь препятствует отделению потока от поверхности снаряда. Поскольку скорость потока достигает 100 м/с и при этом между пограничным слоем и потоком вне его происходит обмен большим количеством энергии, можно утверждать, что струи генератора микровихрей эффективно препятствуют отделению потока от поверхности вращающегося снаряда.

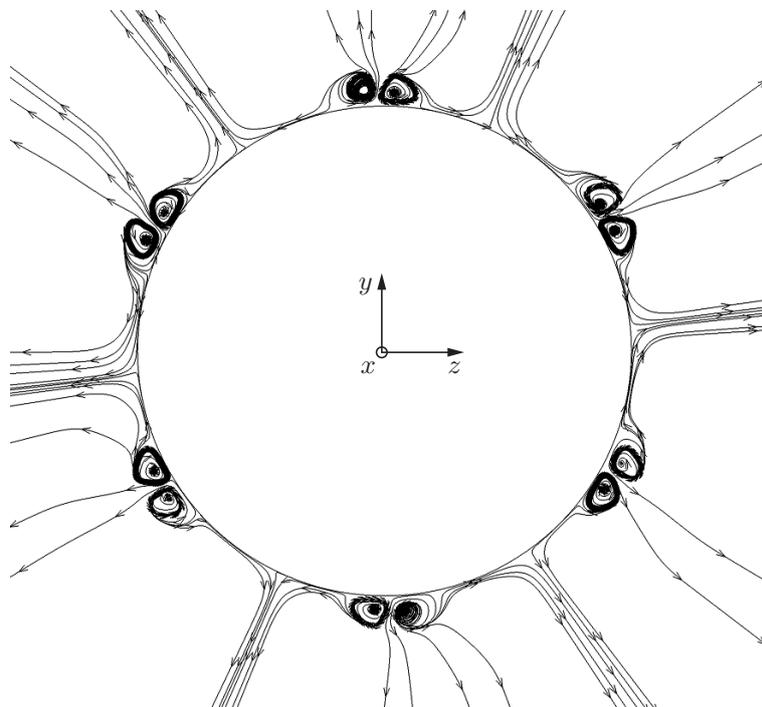


Рис. 5. Линии тока в поперечном сечении  $x/D = 3,55$ , формируемые генератором микровихрей

На рис. 6 показано распределение давления по поверхности СГСМВ при  $M = 2,05$ ,  $\Omega = 1112$  рад/с,  $\alpha = 4^\circ$ . При значении угла атаки  $\alpha = 4^\circ$  угол между ударной волной, сформированной струями генератора, и осью снаряда несимметричен (см. рис. 6). На подветренной поверхности этот угол больше, чем на наветренной. На наветренной поверхности генератор микровихрей создает существенно большее давление, площадь контакта струи с этой поверхностью снаряда больше. Таким образом, при наличии генератора микровихрей увеличивается подъемная сила снаряда.

*2.2. Влияние наличия генератора микровихрей на аэродинамические коэффициенты.* На рис. 7 представлены зависимости аэродинамических коэффициентов от времени при наличии генератора микровихрей и в его отсутствие. При наличии генератора микровихрей коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  в основном остается неизменным, а коэффициент подъемной силы  $C_y$  значительно увеличивается. Заметим, что при наличии генератора микровихрей зависимость коэффициента подъемной силы от времени становится более плавной, вследствие чего увеличиваются дальность и устойчивость полета снаряда. Коэффициент силы Магнуса  $C_z$  увеличивается, что может привести к боковому отклонению снаряда, но его влияние незначительно по сравнению с влиянием коэффициента подъемной силы, поэтому им можно пренебречь. Как правило, колебания коэффициентов в основном обусловлены отделением вихрей. При наличии генератора микровихрей полет снаряда становится устойчивым.

На рис. 8 приведены зависимости аэродинамических коэффициентов моментов от времени при наличии генератора микровихрей и в его отсутствие. При наличии генератора микровихрей коэффициент момента силы Магнуса уменьшается. Кривая зависимости коэффициента опрокидывающего момента  $C_{mz}$  от времени становится плавной, при этом момент уменьшается. Поэтому наличие генератора микровихрей предотвращает опрокидывание снаряда. Из зависимостей, приведенных на рис. 7, 8, следует, что при наличии

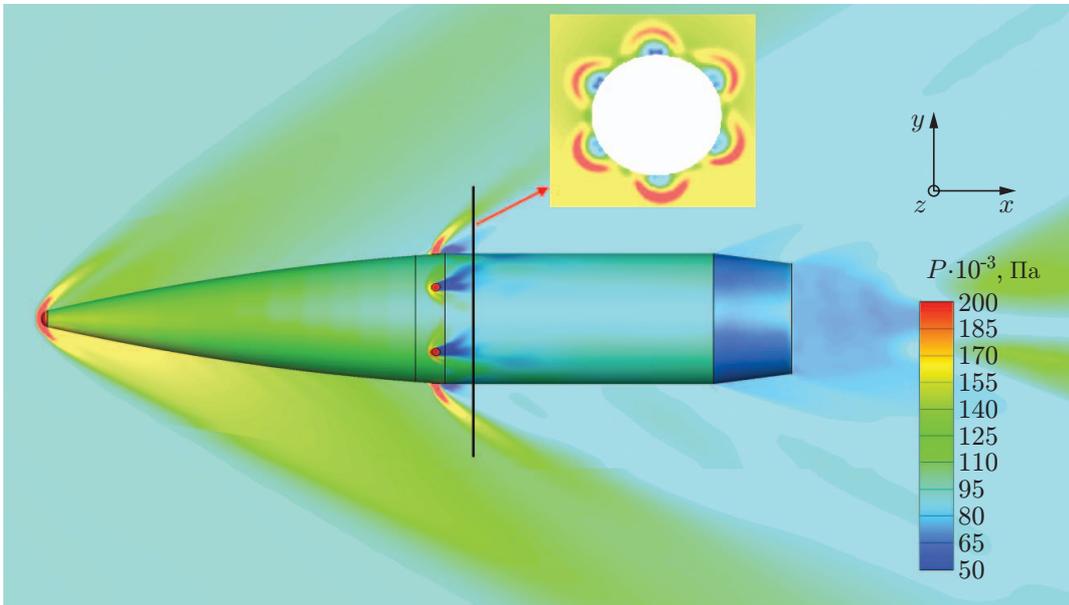


Рис. 6. Распределение давления по поверхности СГСМВ при  $M = 2,05$ ,  $\Omega = 1112$  рад/с,  $\alpha = 4^\circ$

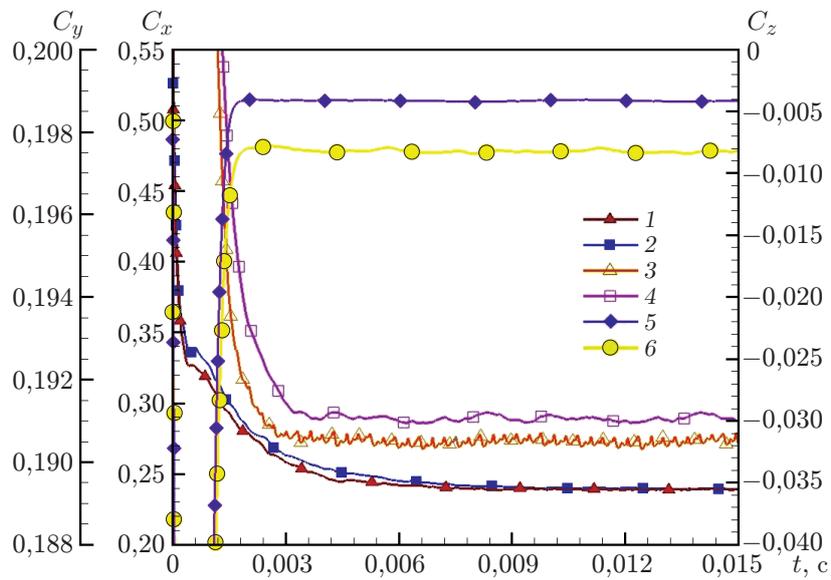


Рис. 7. Зависимости аэродинамических коэффициентов  $C_x$  (1, 2),  $C_y$  (3, 4) и  $C_z$  (5, 6) от времени при наличии генератора микровихрей и в его отсутствие при  $M = 2,05$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ,  $\Omega = 1112$  рад/с:  
1, 3, 5 — СС, 2, 4, 6 — СГСМВ

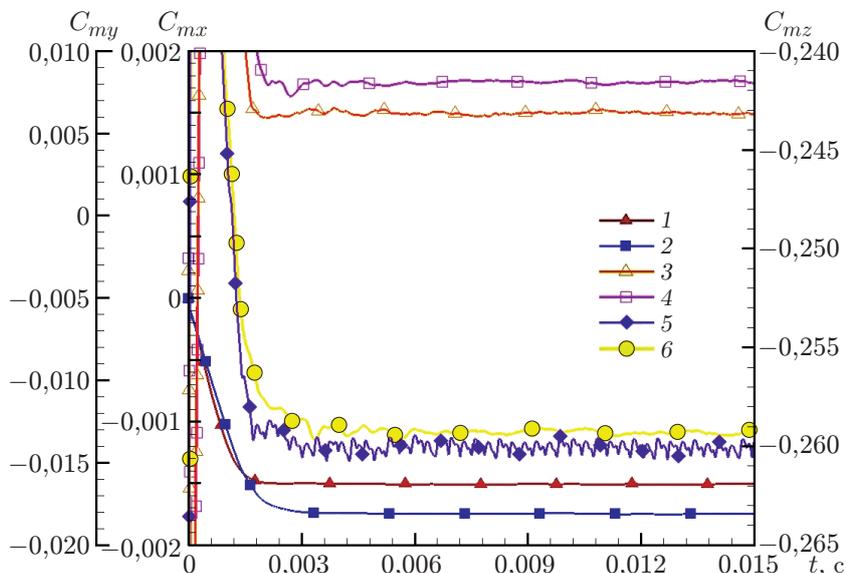


Рис. 8. Зависимости аэродинамических коэффициентов моментов  $C_{mx}$  (1, 2),  $C_{my}$  (3, 4) и  $C_{ms}$  (5, 6) от времени при наличии генератора вихрей и в его отсутствие при  $M = 2,05$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ,  $\Omega = 1112$  рад/с:  
1, 3, 5 — СС, 2, 4, 6 — СГСМВ

генератора микровихрей коэффициент момента подъемной силы  $C_{my}$  существенно увеличивается, а коэффициент опрокидывающего момента существенно уменьшается. Это обусловлено тем, что равнодействующая давления смещается к центру тяжести, вследствие чего полет снаряда становится более устойчивым.

**Заключение.** Выполнено численное моделирование поля течения вблизи стандартного снаряда калибром 155 мм и вблизи снаряда с установленным на нем генератором микровихрей. Результаты исследования позволяют сделать следующие выводы.

Сдвиговая и подковообразная вихревые трубки переплетаются и взаимодействуют друг с другом, образуя вихрь со сложной структурой, прикрепленный к поверхности снаряда в области за генератором микровихрей, что препятствует отделению потока от поверхности снаряда.

При наличии генератора микровихрей коэффициенты подъемной силы и опрокидывающего момента становятся более устойчивыми, при этом частота вибрации уменьшается.

При наличии генератора микровихрей коэффициент момента силы Магнуса уменьшается, а коэффициент силы Магнуса увеличивается, но это увеличение пренебрежимо мало по сравнению с увеличением коэффициента подъемной силы.

При наличии генератора микровихрей равнодействующая давления сдвигается к центру тяжести, в результате чего увеличивается устойчивость полета снаряда.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Rausch J. R., Roberts B.** Reaction control system plume flow field interaction effects on the space shuttle orbiter // Proc. of the 10th AIAA and SAE propulsion conf., San Diego (USA), 1974. S. 1.: AIAA, 1974. P. 1–13.
2. **Srivastava B.** Aerodynamic performance of supersonic missile body and wing tip mounted lateral jets // J. Spacecraft Rockets. 1998. V. 35, N 3. P. 278–286.

3. **New T. H., Zang B.** On the trajectory scaling of tandem twin jets in cross-flow in close proximity // Experiments Fluids. 2015. V. 56, N 11. 200.
4. **Li Y., Li B., Qi F., Wang X.** Numerical investigation of the interaction of the turbulent dual-jet and acoustic propagation // Chin. Phys. B. 2017. V. 26, N 2. 024701.
5. **Zhao K., Yang X., Okolo P. N., Zhang W.** Use of a plane jet for flow-induced noise reduction of tandem rods // Chin. Phys. B. 2016. V. 25, N 6. 064301.
6. **Dash S. M., Perrell E. R., Arunajatesan S., Kannepalli C.** Lateral jet aerodynamic interaction simulations for dynamic pressure loads // Proc. of the 6th AIAA/CEAS aeroacoustics conf., Lahaina (USA), June 12–14, 2000. S. l.: AIAA, 2000. P. 1–13.
7. **Graham M. J., Weinacht P., Brandeis J.** Numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies // J. Spacecraft Rockets. 2002. V. 39, N 3. P. 376–383.
8. **Grandhi R. K., Roy A.** Effectiveness of a reaction control system jet in a supersonic crossflow // J. Spacecraft Rockets. 2017. V. 54, N 4. P. 883–891.
9. **Despirito J.** Lateral jet interaction on a finned projectile in supersonic flow // Proc. of the 50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition, Nashville (USA), 9–12 Jan., 2012. S. l.: AIAA, 2012. P. 1–20.
10. **Selby G. V., Lin J. C., Howard F. G.** Control of low-speed turbulent separated flow using jet vortex generators // Experiments Fluids. 1992. V. 12, N 6. P. 394–400.
11. **McCormick D. C.** Shock-boundary layer interaction control with low-profile vortex generators and passive cavity // Proc. of the 30th Aerospace sci. meeting and exhibit, Reno (USA), Jan. 6–9, 1992. S. l.: AIAA, 1992. P. 1–9.
12. **Xue D., Chen Z., Zhang H., Zhang H.** 3D flow structures induced by interaction of supersonic flow with a lateral jet // J. Propuls. Technol. 2014. V. 35, N 7. P. 882–890. (in chinese).
13. **Zhang H., Chen Z., Sun X., Qian J.** Numerical investigations on the unsteady supersonic flow field of an ejector // Engng Mech. 2011. V. 28, N 9. P. 228–233. (in chinese).
14. **Kalatt D., Hruschka R., Leopold F.** Numerical and experimental investigation of the Magnus effect in supersonic flows // Proc. of the 30th AIAA aerodynamics conf., New Orleans (USA), 2012. S. l.: AIAA, 2012. P. 1–9.
15. **Ma J., Chen Z.** Effects of the boattail of a spinning projectile on its aerodynamics characteristics // Proc. of the 5th Intern. conf. on mechanical engineering and mechanics, Yangzhou (China), 2014. S. l., 2014. P. 89–94.
16. **Ma J., Huang Z., Chen Z., Xue D.** Flow separation control of two kinds of microvortex generators for a supersonic spinning projectile // J. Mech. Sci. Technol. 2017. V. 31, N 1. P. 197–205.

*Поступила в редакцию 14/V 2020 г.,  
после доработки — 26/VI 2020 г.  
Принята к публикации 27/VII 2020 г.*