

Исследование параметров обтекания тела вращения со щитком

© О.Ю. Власов, Н.В. Семенчиков

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

Представлены результаты численного исследования обтекания тела вращения без щитка и со щитком при сверхзвуковых скоростях. Изучены возможности применения к решению задачи обтекания тел вращения со щитком численного метода, построенного на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса (RANS-метод), и выбрана для таких расчетов наиболее адекватная модель турбулентности. В результате расчетов с использованием различных моделей турбулентности и программного комплекса ANSYS 14.5 получены структуры течения и распределение давления по поверхности тела вращения как со щитком, так и без него, определены коэффициенты суммарных сил и моментов, действующих на тело. Проведено сравнение распределения давления в отрывной области перед щитком, а также суммарных аэродинамических характеристик с известными экспериментальными данными. Показано, что для расчета сложных отрывных течений, формирующихся в окрестности тела со щитком, наилучшая сходимость результатов численных расчетов и экспериментальных данных достигается при использовании в расчетах с помощью RANS-метода модели турбулентности $k-\omega$ SST. Расхождение между расчетными и экспериментальными аэродинамическими коэффициентами нормальной силы и момента тангажа не превышает 5 %.

Ключевые слова: уравнения Навье — Стокса, RANS, ANSYS, отрывные течения, модели турбулентности

Введение. Для управления аэродинамическими характеристиками тел вращения используются различные способы и устройства, изменяющие структуру течения и параметры потока в окрестности тела. Широкое распространение получили методы, основанные на применении для этой цели выдвигаемых в поток различных надстроек и щитков [1–3].

Обтекание тела вращения с присоединенным к нему и выдвинутым в поток щитком носит сложный пространственный характер. Требуется детальное изучение структуры течения и параметров потока в пространстве вблизи тела, особенно в областях сорванного течения, смешения, присоединения потока, возвратного течения в окрестности щитка.

Известен ряд работ, в которых обтекание и аэродинамические характеристики тела со щитком изучались экспериментально, а также с помощью приближенных методов [1–3]. В настоящее время для решения данной задачи целесообразно использовать численные методы, построенные, например, на основе осредненных по Рейнольдсу

уравнений Навье — Стокса, замкнутых различными моделями турбулентности (RANS-метод), и методе конечных объемов [4–6].

Целью данной работы было изучение возможности применения к решению задачи обтекания тел вращения со щитком RANS-метода и выбор для таких расчетов наиболее адекватной модели турбулентности. Исследования были проведены для случая обтекания тела вращения как без щитка (при угле атаки $\alpha = 0$, числе Маха $M_\infty = 4,0$ и числе Рейнольдса $Re = 2,8 \cdot 10^6$), так и со щитком (при угле атаки $\alpha = 0$, числе Маха $M_\infty = 3,4$ и числе Рейнольдса $Re = 4,4 \cdot 10^5$).

Тело вращения без щитка. Первоначально при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4,0$ и нулевом угле атаки было рассмотрено обтекание тела вращения без надстроек — конуса, затупленного по сфере небольшого радиуса (рис. 1). Такое тело было выбрано из тех соображений, что имеющиеся экспериментальные результаты для конуса с надстройкой также относятся к конусу со сферическим затуплением.

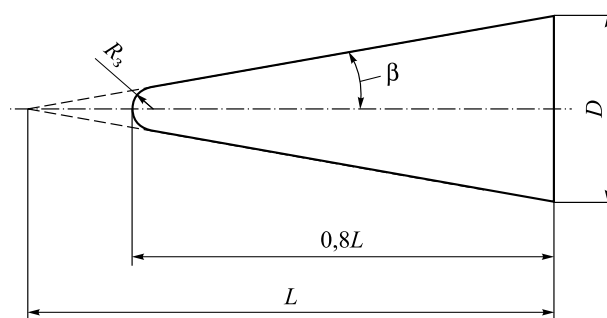


Рис. 1. Затупленный по сфере конус ($D = 100$ мм, $\beta = 10^\circ$)

Вокруг данного конуса была построена цилиндрическая расчетная область длиной $20D$ и диаметром $10D$.

Для построения расчетной сетки использовался препроцессор ICEM CFD. Были проведены расчеты для структурированной и неструктурированной сетки, по результатам которых для дальнейших исследований была выбрана структурированная сетка, поскольку она давала более устойчивое решение задачи. Расчетная сетка содержала около 750 тыс. ячеек. Наибольшая густота сетки имела место возле поверхности конуса.

Расчеты проводились при числе Рейнольдса $Re = 2,8 \cdot 10^6$ (число Рейнольдса определялось по диаметру донного среза). Для замыкания уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу, использовались модели турбулентности: Спаларта — Аллмараса ($S-A$),

$k-\varepsilon$ Standard, $k-\varepsilon$ RNG, $k-\omega$ Standard, $k-\omega$ SST [7–9]. Во входном сечении расчетной области, а также на ее боковой поверхности ставились условия pressure-far-field (давление на бесконечности) [10]: задавалось давление, температура и число Маха набегающего потока, а в выходном сечении ставилось условие pressure-outlet (давление на выходе). На поверхности тела ставилось граничное условие wall (стенка): условия прилипания газа и адиабатной стенки. Задача решалась методом конечных объемов с использованием программного комплекса ANSYS Fluent 14.5 (лицензия № 670351).

Сходимость процесса установления численного решения контролировалась по зависимости от числа итераций коэффициента лобового сопротивления конуса C_{x0} , отнесенного к площади его донного среза.

Полученное в расчетах распределение давления по поверхности конуса сравнивалось с экспериментальными данными [11]. Было определено, что распределение давления по поверхности конуса практически не зависит от используемой в расчетах модели турбулентности (рис. 2). Видно, что полученное при численном расчете распределение коэффициента давления по поверхности конуса без щитка вполне удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными. Все указанные модели турбулентности могут быть использованы для расчета обтекания тел вращения без надстроек сверхзвуковым потоком, поэтому все они были применены далее для расчета обтекания конуса со щитком.

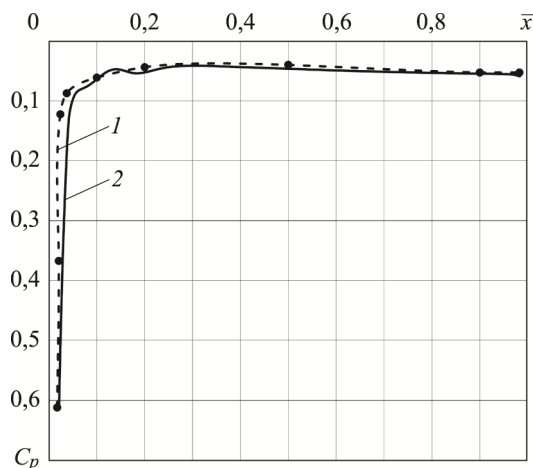


Рис. 2. Распределение коэффициента давления C_p по поверхности конуса без щитка:
1 — эксперимент; 2 — расчет

Тело вращения с надстройкой. Исследование влияния щитка на аэродинамические характеристики тел вращения было проведено на примере конуса, имеющего сферическое затупление и установленный вблизи его донного среза щиток (рис. 3). Такое расположение щитка выбрано исходя из того, что толщина пограничного слоя конуса при этом почти максимальна. Таким образом, можно утверждать, что рассмотрен худший вариант расположения щитка с точки зрения отрыва потока перед ним.

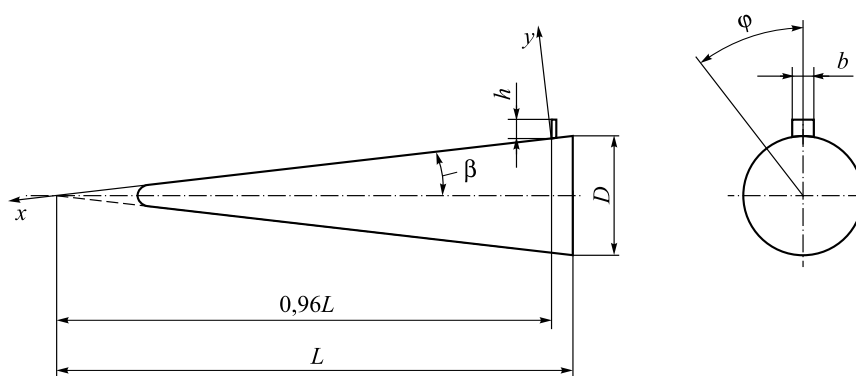


Рис. 3. Конус со щитком ($D = 58$ мм, $R_s/D = 0,088$, $\beta = 6,68^\circ$, $b/h = 1$)

Расчеты были выполнены аналогично предыдущим для тела без щитка: ставились те же типы граничных условий, сходимость также контролировалась по коэффициенту продольной силы. В отличие от предыдущего примера, в котором рассматривалось обтекание тела без щитка, в данном случае дополнительно увеличена густота расчетной сетки вокруг щитка, а также вперед по потоку, в области его отрыва. Всего было использовано около 1,2 млн пространственных ячеек расчетной области.

Расчеты проводились при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3,4$, давлении набегающего потока $p_\infty = 9,81$ кПа и числе Рейнольдса $Re = 4,4 \cdot 10^5$.

На рис. 4 приведены картины течения, полученные при численном моделировании и экспериментально с помощью оптического теневого прибора [3]. Перед конусом образуется головной скачок уплотнения 1, поток за которым в области невязкого течения перед щитком является сверхзвуковым. При натекании сверхзвукового потока на торцевой щиток, находящийся на боковой поверхности конуса, перед щитком возникает скачок уплотнения 3, который взаимодействует с пограничным слоем и вызывает его отрыв с образованием местной зоны циркуляционного течения 4 и скачка уплотнения 2. Обтекание щитка, уста-

новленного на конусе, происходит с отрывом потока перед ним. Видно, что в численном расчете правильно предсказывается структура течения в окрестности щитка, установленного на поверхности конуса.

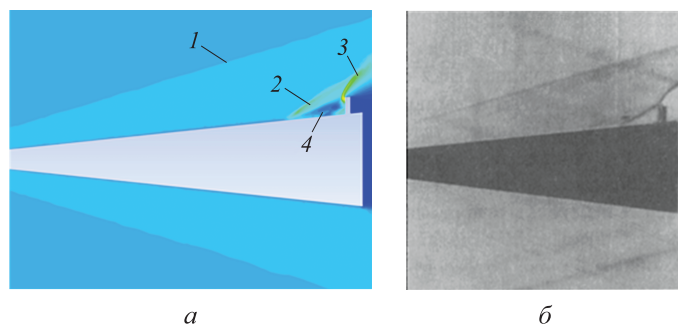


Рис. 4. Поле плотности, полученное численно (а), и теневой спектр из эксперимента [3] (б):
1–3 — скачки уплотнения; 4 — зона циркуляционного течения

Наличие щитка существенно влияет на распределение давления по поверхности конуса (рис. 5). Это хорошо видно из приведенных на рис. 5 полей давления в двух сечениях в отрывной зоне перед щитком. «Арки» в данных сечениях представляют собой след пространственной ударной волны 2 (см. рис. 4).

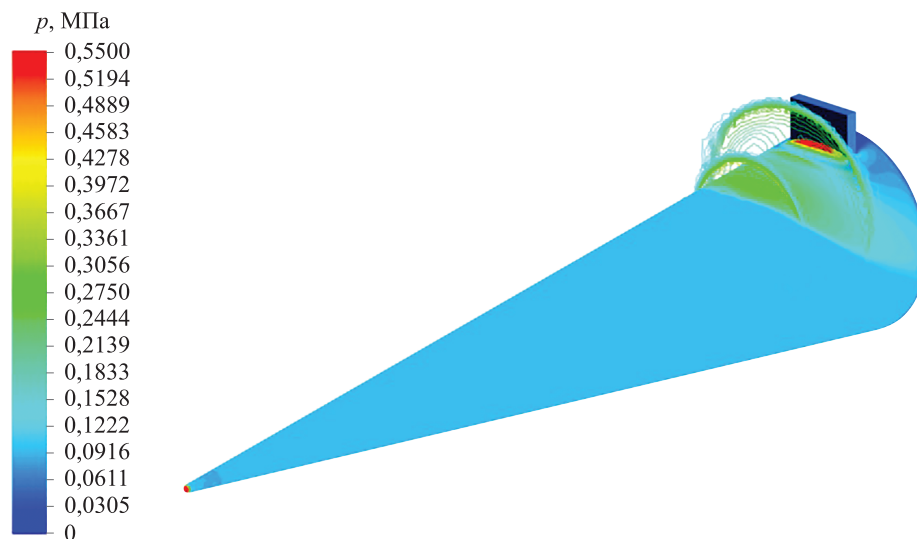


Рис. 5. Распределение давления p по поверхности конуса (дополнительно построено пространственное поле давления в двух сечениях)

Полученное в расчетах распределение относительного давления p/p_k (где p , p_k — давление на конусе со щитком и без щитка соответственно) по поверхности конуса перед щитком в меридиональном

сечении ($\varphi = 0$) сравнивалось с экспериментальными данными [1] (рис. 6). Расчеты были выполнены для всех указанных моделей турбулентности.

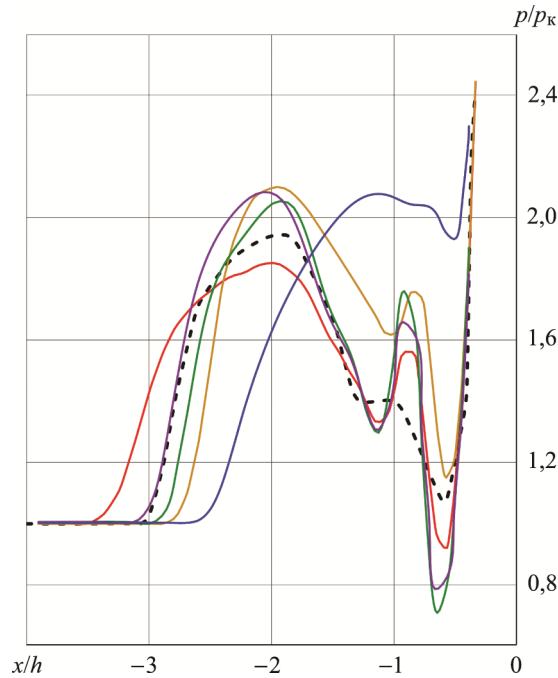


Рис. 6. Распределения давления в меридиональном сечении ($\varphi = 0$) по поверхности конуса перед щитком, полученные экспериментально (---) и в результате расчета с использованием моделей турбулентности $S-A$ (—), $k-\varepsilon$ Standard (—), $k-\varepsilon$ RNG (—), $k-\omega$ Standard (—), $k-\omega$ SST (—)

Анализируя данные на рис. 6, можно отметить, что наибольшие расхождения в полученных расчетным путем и в эксперименте распределениях давления в отрывной зоне наблюдаются при использовании модели турбулентности $k-\omega$ Standard. Если в расчетах применяется эта модель, сильно затягивается начало отрыва, неправильно определяется положение точки максимума давления. На зависимости $p/p_k = f(x/h)$ почти не наблюдается провала относительного давления в зоне непосредственно перед щитком.

Видно, что при использовании всех других моделей турбулентности удовлетворительно предсказываются положения первого максимума и минимума относительного давления p/p_k . В эксперименте нет второго максимума p/p_k , который имеет место в численном расчете. Необходимо отметить, что приведенные в [1] данные не содержали экспериментальные точки, по которым была построена экспериментальная зависимость относительного давления от расстояния до щитка, поэтому не ясно, наблюдался ли в эксперименте второй

максимум p/p_k или нет. В непосредственной близости от щитка при любой модели турбулентности за локальным минимумом p/p_k значения p/p_k предсказываются удовлетворительно.

Наилучшая сходимость результатов расчета и эксперимента в диапазоне $-2,7 \leq x/h \leq 0$ наблюдается при использовании в расчетах модели турбулентности $k-\omega$ SST, объединяющей модели $k-\epsilon$ и $k-\omega$. Однако недостатком ее применения для решения данной задачи является слишком ранний отрыв потока перед щитком, из-за чего при $-4,0 \leq x/h \leq -2,7$ имеется завышение предсказанных в расчете значений p/p_k по сравнению с найденными в эксперименте. При $-2,7 \leq x/h \leq 0$ в численном расчете с моделью $k-\omega$ SST правильно предсказывается как характер распределения давления по длине конуса, так и положения точек экстремума относительного давления перед щитком.

При использовании модели $k-\epsilon$ Standard хорошо предсказывается положение точки начала отрыва потока, но минимум давления перед щитком оказался слишком заниженным.

Что касается применения в расчетах моделей турбулентности S—A и $k-\epsilon$ RNG, то при их использовании положение точки начала отрыва располагается ближе к щитку, чем в эксперименте, а распределение относительного давления p/p_k по длине образующей конуса перед щитком совпадает с экспериментальным хуже, чем в случае применения модели $k-\omega$ SST. В частности, в расчетах с моделью $k-\epsilon$ RNG давление слишком занижено перед его резким ростом перед щитком.

В таблице приведены для сравнения аэродинамические характеристики (коэффициенты продольной силы C_x , нормальной силы C_y и момент тангажа m_z) конуса со щитком, полученные численно и экспериментально. Аэродинамические коэффициенты были отнесены к площади донного среза конуса и к длине L конуса без затупления. Из приведенных данных видно, что все модели турбулентности дают завышенные, но близкие значения коэффициента продольной силы C_x .

Аэродинамические характеристики тела со щитком, полученные в результате эксперимента и при расчете с использованием различных моделей турбулентности

Модель турбулентности	C_x	C_y	m_z
Эксперимент	0,192	-0,0392	0,0396
S—A	0,215	-0,0421	0,0384
$k-\epsilon$ Standard	0,220	-0,0428	0,0400
$k-\epsilon$ RNG	0,215	-0,0357	0,0326
$k-\omega$ Standard	0,213	-0,0422	0,0395
$k-\omega$ SST	0,216	-0,0398	0,0379

В численном расчете не учитывалась донная державка, которая использовалась в эксперименте, поэтому коэффициенты продольной силы в численном эксперименте оказались несколько завышенными по отношению к результату физического эксперимента (наибольшее расхождение между результатами расчета и эксперимента наблюдается при использовании модели турбулентности $k-\varepsilon$ Standard, но не превышает 15 %).

Коэффициент нормальной силы C_y хуже всего предсказывается при использовании в расчетах семейства моделей турбулентности $k-\varepsilon$ (расхождение между результатами расчета и эксперимента составляет не более 9 %), причем модель $k-\varepsilon$ RNG занижает значение нормальной силы, а $k-\varepsilon$ Standard завышает. Наиболее близкий результат к полученной в эксперименте нормальной силе дает модель турбулентности $k-\omega$ SST (расхождение 1,5 %).

Анализируя результаты расчета момента тангажа m_z , можно отметить, что расчеты с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST дают несколько заниженные значения этого коэффициента по сравнению со значениями, полученными с помощью модели турбулентности $k-\omega$ Standard. Тем не менее расхождение расчетных и экспериментальных данных составляет не более 5 %. Расчеты с моделью турбулентности $k-\varepsilon$ RNG дали наихудший результат (расхождение 18 %).

Заключение. При использовании численного метода, в котором применяется RANS-подход с различными моделями турбулентности (кроме $k-\omega$ Standard), удовлетворительно предсказывается структура течения как для тела вращения без надстройки, так и для тела с надстройкой. Для определения силового взаимодействия сверхзвукового потока и тела с надстройкой наиболее предпочтительной является модель турбулентности $k-\omega$ SST.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ионов С.С., Калугин В.Т., Мишина Е.А., Муравьев В.Л., Усманов А.И., Шманенков В.Н. *Аэродинамическое проектирование щитковых и струйных органов управления летательных аппаратов*. Москва, НТЦ «Информтехника», 1992, 192 с.
- [2] Коронцит Ю.Ф., Фейман М.И. Параметры трехмерного отрыва при сверхзвуковых скоростях набегающего потока перед препятствиями на поверхности конуса. *Уч. зап. ЦАГИ*, 1985, т. XVI, № 1, с. 27–37.
- [3] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [4] Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А., Свирщевский С.Б., Семенчиков Н.В. *Аэрогидромеханика*. Москва, Машиностроение, 1993, 608 с.
- [5] Fletcher C.A.J. *Computational Techniques for Fluid Dynamics*. Heidelberg, Springer-Verlag, vol. 1, 2, 1998.
- [6] Калугин В.Т., ред. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, 687 с.

- [7] Bradshaw P., Woods W.A. *An Introduction to Turbulence and its Measurement*. Pergamon, 1971, 238 p.
- [8] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. DCW Industries Inc., 1998, 537 p.
- [9] Белов И.А., Исаев С.А. *Моделирование турбулентных течений*. Санкт-Петербург, Балт. гос. тех. ун-т, 2001, 108 с.
- [10] *ANSYS Customer Portal*.
URL: <http://support.ansys.com/portal/site/AnsysCustomerPortal> (дата обращения 06.07.2018).
- [11] Артонкин В.Г., Леутин П.Г., Петров К.П., Столяров Е.П. Аэродинамические характеристики острых и притупленных конусов при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях *Тр. ЦАГИ, вып. 1413*. Москва, Изд. отдел ЦАГИ, 1972, 93 с.

Статья поступила в редакцию 14.12.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Власов О.Ю., Семенчиков Н.В. Исследование параметров обтекания тела вращения со щитком. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-12-1836>



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



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

Investigating the parameters of flow around the rotation body with a flap

© 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 supersonic flow around the rotation body with and without a flap. The work aims at studying the application of the numerical method developed on the basis of Reynolds-averaged Navier—Stokes equations (RANS-method) to solving the problem of flow around the rotation body with a flap as well as at choosing the most suitable turbulence model for such computations. Due to the calculations using various turbulence models and the software package ANSYS 14.5 we have obtained the pattern of flow and the distribution of pressure over the surface of rotation body both with the flap and without it and found the coefficients of net forces and moments acting upon it. We compare the pressure distribution in the detachable area in front of the flap as well as the summarized aerodynamic characteristics with the acquainted experimental findings. The study shows that to calculate the complicated separation-induced flows formed in the neighborhood of the body with a flap, the best convergence of numerical calculations results and experimental data is achieved when using the turbulence model SST $k-\omega$ in the calculations by means of RANS-method. The divergence between the numerical and experimental aerodynamic coefficients of the normal force and pitching moment does not exceed 5%.

Keywords: Reynolds-averaged Navier—Stokes equations, ANSYS, separation-induced flows, turbulence models

REFERENCES

- [1] Ionov S.S., Kalugin V.T., Mishina E.A., Muraviov V.L., Usmanov A.I., Shmanenkov V.N. *Aerodinamicheskoe proektirovanie shchitkovykh i struynykh organov upravleniya letatelnykh apparatov* [Aerodynamic design of flap and jet controls of the aircraft]. Moscow, Informtekhnik Publ., 1992, 192 p.
- [2] Korontsvit Yu.F., Fejman M.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1985, vol. XVI, no. 1, pp. 27–37.
- [3] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Aerogas dynamics of aircraft flight controls]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 688 p.
- [4] Bondarev E.N., Dubasov V.T., Ryzhov Yu.A., Svirschevsky S.B., Semenchikov N.B. *Aerogidromekhanika* [Aerohydrodynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993, 608 p.
- [5] Fletcher C.A.J. *Computational Techniques for Fluid Dynamics*. Berlin, New York, Springer-Verlag, 1992, 256 p.
- [6] Kalugin V.T., ed. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, BMSTU Publ., 2010, 687 p.
- [7] Bradshaw P., Woods W.A. *An Introduction to Turbulence and its Measurement*. Pergamon, 1971, 238 p.
- [8] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. DCW Industries Inc., 1998, 537 p.
- [9] Belov I.A., Isaev S.A. *Modelirovanie turbulentnykh techeniy* [Turbulent flow modeling]. St. Petersburg, BSTU Publ., 2001, 108 p.

- [10] *ANSYS Customer Portal*. Available at:
<http://support.ansys.com/portal/site/AnsysCustomerPortal> (accessed January 6, 2017).
- [11] Artonkin V.G., Leutin P.G., Petrov K.P., Stolyarov E.P. Aerodinamicheskie kharakteristiki ostrykh i prituplennykh konusov pri dozvukovykh i sverkhzvukovykh skorostyakh [Aerodynamic characteristics of sharp and blunt cones at subsonic and supersonic speeds]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], no. 1413. Moscow, TsAGI Publ., 1972, 93 p.

Vlasov O.Yu., post-graduate, Department of Aerodynamics of Flying Vehicles, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: 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: aerodynamics of aircraft at high angles of attack. Author of over 130 scientific publications. e-mail: nvs2108@mail.ru