

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В СЛЕДЕ ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

*А.Н. Кравцов, В.Ю. Лунин*

## NUMERICAL SIMULATION OF FLOW IN THE WAKE REGION AT SUPERSONIC SPEEDS

*A.N. Kravtsov, V.Yu. Lunin*

Приведены результаты численного моделирования сверхзвукового обтекания конусов и конфигураций «сфера – цилиндр – юбка» в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Представлены пространственные поля течения сверхзвукового обтекания конусов и конфигураций «сфера – цилиндр – юбка». Рассмотрены качественные особенности сверхзвукового обтекания конусов и конфигураций «сфера – цилиндр – юбка», связанные с образованием возвратно-циркуляционной зоны, области присоединения, течения в следе, в том числе области сжатия с образованием хвостового скачка уплотнения. Результаты численного моделирования сопоставлены с экспериментальными данными по визуализации течения. Проведено сравнение расчетных значений коэффициента донного давления и коэффициента донного сопротивления исследуемых аэродинамических конфигураций с экспериментальными данными.

*Ключевые слова:* сверхзвуковые течения, конический хвостовой стабилизатор (юбка), сферическое затупление, полуугол раствора конуса, течение в следе, возвратно-циркуляционная зона, коэффициент донного давления и сопротивления.

The paper presents results of a numerical simulation of supersonic flow around cones and sphere – cylinder – flare configurations in the framework of the Reynolds averaged Navier – Stokes equations. Space flow fields of supersonic flow around cones and sphere – cylinder – flare configurations are presented. Qualitative features of the supersonic flow around the considered configurations associated with the development of the recirculating zone, the region of attachment, the flow in the wake region, and the region of recompression with the formation of the shock wave are considered. Simulation results are compared with the experimental data on flow visualization. A comparison between the calculation results of the base pressure and the base drag coefficients and the experiment results is presented.

*Keywords:* supersonic flows, conical tail stabilizer (flare), spherical blunting, cone semiapex-angle, flow in the wake region, recirculating zone, base pressure coefficient, base drag coefficient.

### **Введение**

Обтекание хвостовых (кормовых) частей летательного аппарата (ЛА) сопровождается отрывом потока, что приводит к возникновению донного сопротивления. Поэтому проблема донного сопротивления кормовых частей ЛА является неотъемлемой частью аэродинамики отрывных течений, значение которой обусловлено возрастающими требованиями к уровню исследований современных аэродинамических конфигураций.

### **1. Методика расчета**

В работе рассматривается численное моделирование сверхзвукового обтекания конусов и конфигураций «сфера – цилиндр – юбка» в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Числа Рейнольдса  $Re$  в расчетных и экспериментальных исследованиях определялись по параметрам набегающего потока и характерному линейному размеру, равному диаметру донного

## Расчет и конструирование

среза аэродинамической конфигурации. В качестве характерных параметров при вычислении коэффициента донного сопротивления  $C_{хд}$  использовались значения скоростного напора набегающего потока и площадь основания (миделя) рассматриваемых компоновок ЛА.

Представлены пространственные поля течения сверхзвукового обтекания, проведен анализ результатов расчета обтекания, включающий области ближнего и дальнего вихревого следа. Результаты численного моделирования сопоставлены с экспериментальными данными по визуализации течения. Проведено сравнение расчетных значений коэффициента донного давления и коэффициента донного сопротивления исследуемых аэродинамических конфигураций с экспериментальными данными.

### 2. Донное давление за конусами

Экспериментальная теневая фотография визуализации поля течения [1] около конуса с полууглом раствора  $\theta = 9,5^\circ$  при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 1,6$ , включающая области ближнего и дальнего вихревого следа, представлена на рис. 1, *a*. Результаты численного моделирования обтекания конуса с полууглом раствора  $\theta = 9,5^\circ$  с донным срезом при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 1,6$  ( $Re = 5,44 \cdot 10^6$ ) показаны на рис. 1, *b*.

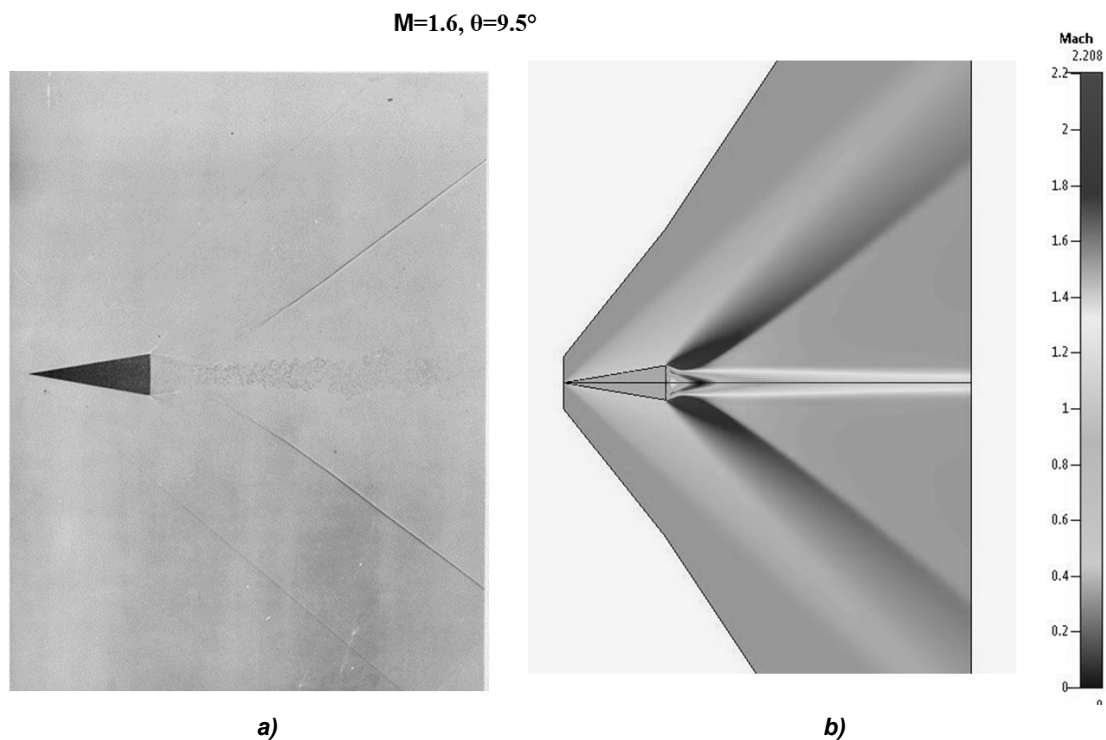


Рис. 1. Картина обтекания острого конуса: *a* – экспериментальная визуализация [5]; *b* – результаты расчета

На приведенных картинах поля течения хорошо видны ударные волны, волны разрежения и вихревой след в донной области. Расчетное положение головного скачка уплотнения и зоны разрежения на донном срезе полностью совпадает с экспериментальными результатами, полученными в баллистической лаборатории [1].

Картина поля течения около конуса включает область за кормовой частью (срезом), за которой образуется зона пониженного давления и возникает вихревой след. Параметры потока в этой области характеризуются чрезвычайной сложностью и сильно отличаются от значений в окружающем потоке. На представленных результатах расчета и экспериментальной фотографии хорошо виден вихревой след позади конуса. Вихревой след, образующий сразу же за дном область почти покоящегося воздуха в виде усеченного конуса, имеет четко выраженные прямолинейные границы. За горловиной вихревой след становится цилиндрическим. От горловины отходит ударная волна практически с коническим фронтом. При этом экспериментальное положение хвостового скачка уплотнения (рис. 1, *a*) несколько ниже по потоку, чем в расчете (рис. 1, *b*). Данное

отличие можно объяснить различием значений чисел  $Re$  при проведении расчетных и экспериментальных исследований (в работе [1] не указано число  $Re$ , при котором проведены экспериментальные исследования). Приведенные результаты расчета поля течения в области донного среза хорошо согласуются с картиной экспериментальной визуализации. Формы застойной области с образованием возвратно-циркуляционной зоны, области присоединения и вихревого следа, полученные в результате численного моделирования, практически совпадают с экспериментальными данными.

В работе [2] проведена систематизация и обобщение экспериментальных данных по значению донного давления за телами различной формы в широком диапазоне чисел Маха набегающего потока  $M_\infty$ . Показано, что донное сопротивление конических тел может в несколько раз превышать остальные виды (составляющие) сопротивления – сопротивления трения и давления.

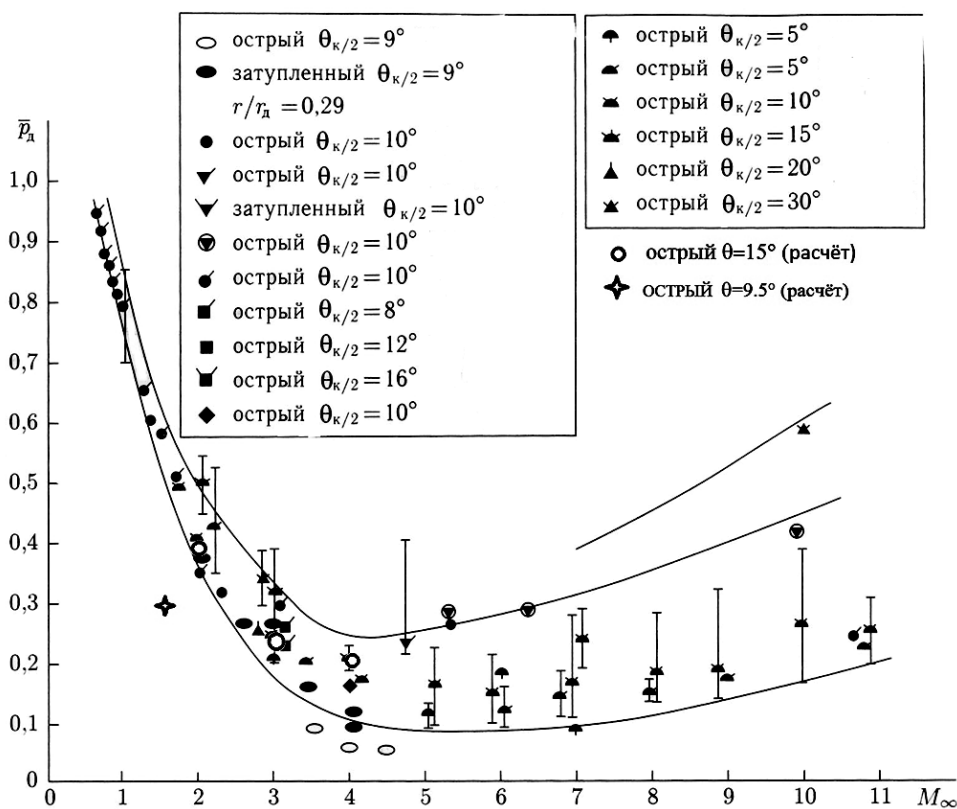


Рис. 2. Донное давление ( $\bar{p}_d = \frac{P_d}{P_\infty}$ ) за конусами (эксперимент из монографии Г.Н. Лаврухина, К.Ф. Поповича [2])

На рис. 2 представлена обобщенная зависимость [2] коэффициента донного давления  $\bar{p}_d = \frac{P_d}{P_\infty}$  за конусами («дорожка» экспериментальных данных) от числа Маха набегающего потока  $M_\infty$  для различных полууглов раствора конуса  $\theta$ . Как отмечают авторы монографии [2], общий разброс данных по величине донного давления при  $M_\infty = \text{const}$  на графике связан с различием условий эксперимента, которые характеризуются разными видами и размерами установок и поддерживающих устройств в аэродинамических трубах, толщиной турбулентного пограничного слоя на кромке донных срезов, и др. Отдельные результаты исследований коэффициента донного давления  $\bar{p}_d$  за конусами (рис. 2) приведены с указанием доверительного диапазона полученных экспериментальных данных. Следует отметить, что в некоторых случаях указанный доверительный диапазон изменения  $\bar{p}_d$  (см. рис. 2) превышает «дорожку» обобщенной экспериментальной зависимости коэффициента донного давления за конусами [2].

## Расчет и конструирование

На этот график нанесены результаты численного моделирования обтекания конусов с полууглами раствора  $\theta = 9,5^\circ$  и  $15^\circ$ . Видно, что коэффициент донного давления для конуса с полууглом раствора  $\theta = 15^\circ$  полностью попадает в обобщенную экспериментальную зависимость [2]. Для конуса с полууглом раствора  $\theta = 9,5^\circ$  результаты расчетных исследований расположены несколько ниже «дорожки» экспериментальных данных. При этом следует отметить, что экспериментальные результаты для полуугла раствора конуса  $\theta = 9^\circ$  (рис. 2) также не укладываются в обобщенную экспериментальную «дорожку» работы [2].

### 3. Донное давление за конфигурацией «сфера – цилиндр – юбка»

Систематические экспериментальные исследования моделей затупленных тел вращения с хвостовыми коническими стабилизаторами приведены в монографии [3]. Помимо измерения сопротивления компоновки ЛА, имеющего стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса, в работе [3] по теневым спектрам проводилось исследование полей течения около моделей. Один из теневых снимков [4] обтекания затупленного цилиндрического тела ( $M_\infty = 3$ ) с коническим стабилизатором (полуугол раствора юбки  $\theta = 40^\circ$ ), полученный авторами монографии [3], приведен на рис. 3, *a*. В работе [3] отмечается, что исследуемые модели имели специфическую форму, в ряде случаев можно было ожидать наличия отрыва пограничного слоя перед коническим хвостовым стабилизатором. В результате изучения экспериментальных данных была определена область возникновения срывных зон, измерена их протяженность и ее изменение по числу  $M_\infty$ . На рис. 3, *b* приведена область существования отрыва пограничного слоя в зависимости от числа Маха набегающего потока  $M_\infty$  и полуугла раствора конического стабилизатора  $\theta$ , полученная авторами [3].

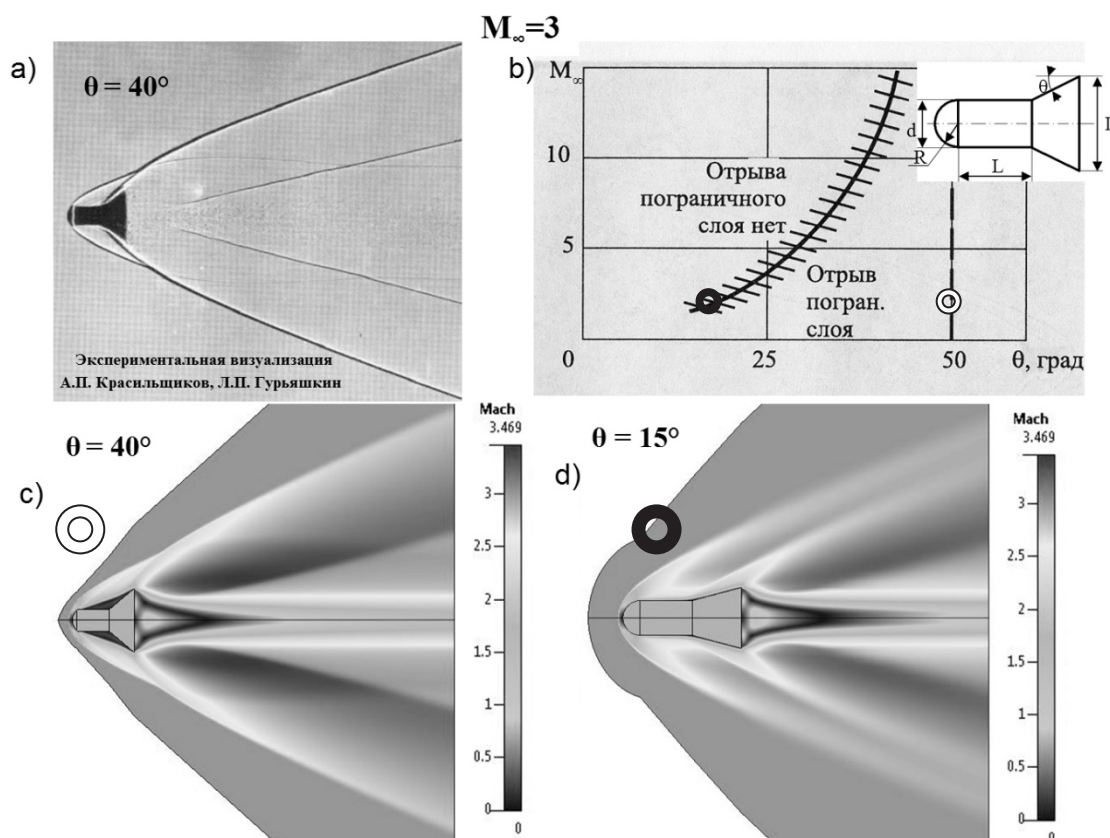


Рис. 3. Численное моделирование поля течения около ЛА с хвостовым коническим стабилизатором

Результаты численного моделирования вязкого сверхзвукового обтекания рассматриваемой конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса показаны на рис. 3, *c*, *d*. Представлена картина линий Маха для экспериментально визуализированной компоновки ЛА ( $M_\infty = 3$ ,  $\theta = 40^\circ$ , рис. 3, *c*) и конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» с полууглом раствора  $\theta = 15^\circ$  конического стабилизатора ( $M_\infty = 3$ , рис. 3, *d*). На рис. 3, *c*, *d*

отчетливо видна структура скачков уплотнений, волн разрежения и вихревого следа около рассматриваемых конфигураций. Расчетное положение головного скачка уплотнения, ударная волна от конического стабилизатора, точка их пересечения (рис. 3, *c*) совпадают с результатами экспериментальной теневой фотографии (рис. 3, *a*). Приходящие ударные волны от сферического затупления и конического стабилизатора после пересечения образуют мощный головной ударный фронт и внутренний, более слабый, скачок уплотнения. Расчетное положение уходящих скачков уплотнения также совпадает с результатами экспериментальной визуализации, полученными в баллистической лаборатории (рис. 3, *a, c*).

Параметры течения в следе рассматриваемых конфигураций характеризуются чрезвычайной сложностью и сильно отличаются от значений в окружающем потоке. Возвратно-циркуляционная зона, образующаяся сразу же за дном, – область почти покоящегося воздуха, а также область присоединения, которые имеют четко выраженные прямолинейные границы (рис. 3, *a, c*). За наиболее узким местом (горловиной) вихревой след перестает сужаться, становится практически цилиндрическим. От горловины отходит хвостовая ударная волна с близким к коническому фронтом поверхности. Результаты расчета поля течения в области донного среза (рис. 3, *c*), включая возвратно-циркуляционную зону, область присоединения и сжатия с образованием хвостового скачка уплотнения, хорошо согласуются с картиной течения, полученной в эксперименте (рис. 3, *a*). Форма вихревого следа и форма застойной области практически совпадают. Горловина вихревого следа в эксперименте меньше в диаметре и расположена несколько выше по потоку, чем при численном моделировании. Диаметр вихревого следа на цилиндрическом участке, полученный в расчетных исследованиях, несколько больше, чем в эксперименте. При этом расчетное положение хвостового скачка уплотнения (рис. 3, *c*) в области сжатия вихревого следа совпало с экспериментальным месторасположением (рис. 3, *a*).

Как было отмечено выше, особенностью обтекания рассматриваемых конфигураций является наличие отрыва пограничного слоя перед хвостовым коническим стабилизатором. Из графика (рис. 3, *b*) следует, что конфигурация «сфера – цилиндр – юбка» ( $M_\infty = 3$ ,  $\theta = 40^\circ$ , рис. 3, *a, c*) по классификации [3] попадает в область образования срывной зоны, перед коническим стабилизатором. Результаты численного моделирования и экспериментальные данные отчетливо подтверждают наличие отрыва с образованием обширной срывной возвратно-циркуляционной зоны перед юбкой.

В результате анализа спектров обтекания конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» [3] выявилось отсутствие отрыва пограничного слоя на моделях с полууглом раствора конического стабилизатора  $\theta = 15^\circ$  во всем исследованном диапазоне чисел Маха набегающего потока  $M_\infty = 2 \div 14$ . Особенностью картины течения около конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» ( $M_\infty = 3$ ,  $\theta = 15^\circ$ , рис. 3, *d*) в соответствии с графиком (рис. 3, *b*) как раз и является обтекание без образования срывной зоны перед хвостовым коническим стабилизатором. Что касается остальной структуры течения возле конфигурации с углом раствора конического стабилизатора  $\theta = 15^\circ$  ( $M_\infty = 3$ , рис. 3, *d*), то она качественно идентична подробно рассмотренному выше случаю обтекания конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» ( $M_\infty = 3$ ,  $\theta = 40^\circ$ , рис. 3, *c*).

Результаты экспериментальных исследований [5] коэффициента донного сопротивления, полученные для различных моделей ЛА, включая данные баллистических испытаний снарядов разного удлинения с оживальной головной и стабилизирующим крестообразным оперением, представлены на рис. 4. На графике также показана кривая предельной величины донного сопротивления, соответствующего абсолютному вакууму.

На экспериментальные данные нанесены результаты численного моделирования обтекания конфигурации «сфера – цилиндр – конус» с полууглом раствора конического стабилизатора  $\theta = 15^\circ$  при числах Маха набегающего потока  $M_\infty = 2, 3, 4$  и различных значениях параметра  $d/D$ . При этом наибольшим значениям коэффициента донного сопротивления соответствует параметр  $d/D = 1$  (конфигурация «сфера – цилиндр»), а наименьшее значение коэффициента донного сопротивления имеет острый конус с полууглом раствора  $\theta = 15^\circ$  ( $d/D = 0$ ).

### Заключение

Приведено численное моделирование сверхзвукового обтекания конусов и конфигураций «сфера – цилиндр – юбка» в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Представлены пространственные поля течения сверхзвукового обтекания конусов и конфигураций

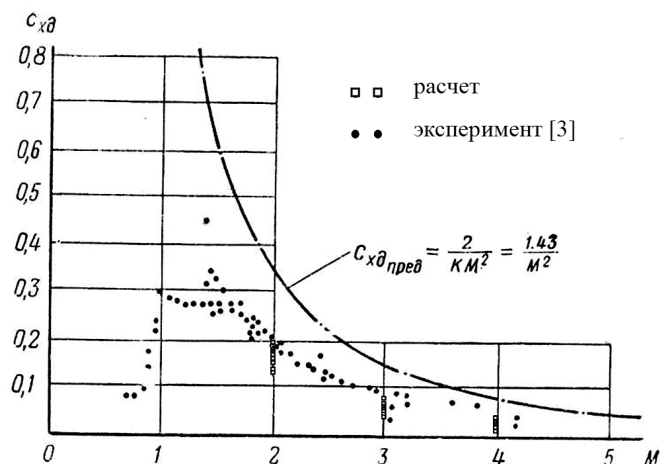


Рис. 4. Коэффициент донного давления

«сфера – цилиндр – юбка», включая возвратно-циркуляционную зону, области присоединения, течения в следе, в том числе области сжатия с образованием хвостового скачка уплотнения. Проведено сравнение результатов расчетных исследований с экспериментальными данными по визуализации течения и значениям коэффициента донного давления и коэффициента донного сопротивления исследуемых аэродинамических конфигураций. Анализируя полученные расчетные данные, можно сделать вывод, что численное моделирование позволяет не только выявить качественные особенности обтекания ЛА, но и с достаточной

точностью определить значение донного сопротивления ЛА, не имеющего крыльев. Это в конечном итоге способствует повышению уровня исследований современных аэродинамических конфигураций.

Представленная работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 10-01-00208-а).

### Литература

1. Kopal, Z. Tables of supersonic flow around jawing cones / Z. Kopal // Techn. Rep. – 1947. – № 1.
2. Лаврухин, Г.Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел. В 2 т. Т. II: Обтекание донных участков потоком газа / Г.Н. Лаврухин, К.Ф. Попович. – М.: Физматлит, 2009. – 312 с.
3. Красильщиков, А.П. Экспериментальные исследования тел вращения в гиперзвуковых потоках / А.П. Красильщиков, Л.П. Гурьяшкин. – М.: Физматлит, 2007. – 208 с.
4. Аэротермодинамика летательных аппаратов в фотографиях / сост. Г.Ф. Глотов. – Жуковский: ЦАГИ, 2003. – 173 с.
5. Мельников, А.П. Аэродинамика больших скоростей / А.П. Мельников. – М.: Воениздат, 1961. – 424 с.

Поступила в редакцию 16 февраля 2012 г.

**Кравцов Александр Никифорович.** Кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник, Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (г. Жуковский, Московская область). Область научных интересов – вычислительная и экспериментальная аэродинамика, сверхзвуковые течения, аэродинамика летательных аппаратов, трехмерные сверхзвуковые течения в донной области. Тел.: (495) 556-35-42; e-mail: kravcow-an@rambler.ru

**Alexander N. Kravtsov.** Ph.D., associate professor, leading researcher, Central aerohydrodynamic institute named after prof. N.Ye. Zhukovsky (Zhukovsky city, Moscow region). The area of scientific interests – computational and experimental fluid mechanics, supersonic flows, aerodynamics of flying vehicles, supersonic three-dimensional base flows. Tel.: (495) 556-35-42; e-mail: kravcow-an@rambler.ru

**Лунин Виктор Юрьевич.** Студент, Московский авиационный институт. Область научных интересов – вычислительная аэродинамика, сверхзвуковые течения, аэродинамика летательных аппаратов. Тел.: (49648) 3-23-67; e-mail: lunin.tsagi@gmail.com

**Victor Yu. Lunin.** Student, Moscow aviation institute. The area of scientific interests – computational fluid dynamics, supersonic flows, aerodynamics of flying vehicles. Tel.: (49648) 3-23-67; e-mail: lunin.tsagi@gmail.com