

УДК 519.9, 629.7

М.Ю. Егоров

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Д.М. Егоров, В.И. Некрасов

ОАО «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», г. Пермь

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ БЕССОПЛОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ¹

Проведено комплексное численное моделирование внутрикамерных процессов, протекающих при срабатывании бессоплового ракетного двигателя на твердом топливе. Рассматривается полный цикл работы ракетного двигателя. Решается сопряженная задача, включающая в себя срабатывание воспламенителя; прогрев, воспламенение и последующее горение заряда твердого топлива; течение продуктов сгорания в камере сгорания; разгерметизацию ракетного двигателя и последующее движение заглушки камеры сгорания; постепенное и неравномерное выгорание свода заряда твердого топлива. Основная система дифференциальных уравнений газовой динамики в рамках рассматриваемой задачи, с учетом подвижных и активных граничных условий на поверхности горения заряда твердого топлива, интегрировалась численно методом Давыдова (методом крупных частиц) – методом постановки вычислительного эксперимента. В расчетах использовалась явная параметрическая (три параметра) полностью консервативная конечно-разностная схема метода. Приход с поверхности горения заряда твердого топлива осуществлялся путем впрыска в расчетные ячейки, геометрически расположенные на поверхности горения заряда твердого топлива, продуктов сгорания с заданными изменяемыми во времени параметрами. Приводятся результаты расчетов, которые хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Ключевые слова: комплексное численное моделирование, внутрикамерные процессы, сопряженная задача, разгерметизация ракетного двигателя, постепенное выгорание свода заряда, бессопловой ракетный двигатель на твердом топливе, метод Давыдова, явная параметрическая консервативная конечно-разностная схема.

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант РФФИ №11-01-96002-р_урал_a).

M.Yu. Egorov

Perm National Research Politechnic University

D.M. Egorov, V.I. Nekrasov

Research Institute of Polymeric Materials OJSC, Perm

MODELING OF THE PROCESSES WITHIN THE COMBUSTION CHAMBER WHEN TRIGGERING THE NOZZLELESS SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Complex numerical modeling of processes within the combustion chamber when triggering the nozzleless solid propellant rocket engine has been executed. Full cycle of operation of the rocket engine has been considered. Coupled problem, including: triggering the igniter; heating, ignition and subsequent burning of solid propellant grain; flowing of combustion products within the combustion chamber; depressurization of rocket engine and subsequent movement of the combustion chamber plug; gradual and non-uniform burning out of solid propellant web has been solved. The basic system of the differential equations of gas dynamics within the scope of considered problem, in view of mobile and active boundary conditions on a surface of burning solid propellant has been solved numerically by Davydov method (particle-in-cell method). Explicit parametric conservative finite-difference scheme has been used for calculations. Inflowing of gas from burning surface to calculated cells located on a surface of burning solid grain was carried out by "injection" of combustion products with the changed in time given parameters. The results of calculations are in good agreement with experiment data.

Keywords: complex numerical modeling, intrachamber processes, coupled problem, depressurization of rocket engine, gradual burnout of solid propellant web, nozzleless solid propellant rocket engine, Davydov method, explicit parametric conservative finite-difference scheme.

Численное моделирование внутрикамерных процессов при срабатывании бесоплового ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ, рис. 1) имеет свои особенности [1, 2]. На первый взгляд бесопловой ракетный двигатель является, с точки зрения технологии изготовления, более простой конструкцией (здесь нет соплового блока). Однако провести расчет с требуемой точностью для такого типа РДТТ по существующим методикам практически невозможно. Это, в первую очередь, связано с отсутствием фиксированного в пространстве критического сечения в проточной части камеры сгорания. Более того, как такового сверхзвукового сопла ракетного двигателя с постоянным геометрическим профилем здесь нет (профиль сопла формируется в канале заряда твердого топлива и существенно изменяется во времени), а значит, и нет возможности корректно рассчитать параметры потока продуктов сгорания по известным численным методикам [1–3].

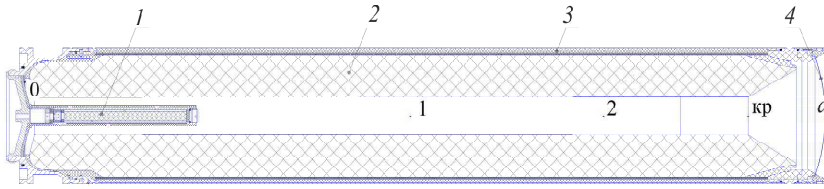


Рис. 1. Принципиальная компоновочная схема бесплового РДТТ:
1 – воспламенитель; 2 – заряд твердого топлива; 3 – корпус; 4 – заглушка

Для устранения этого факта в предлагаемой работе предпринята попытка численного моделирования внутрикамерных процессов при срабатывании бесплового РДТТ с учетом особенностей функционирования этого типа ракетных двигателей. Метод исследования – постановка прямого вычислительного эксперимента. Рассматривается сопряженная задача, включающая в себя:

- нестационарное срабатывание воспламенителя;
- нестационарный прогрев, воспламенение и последующее нестационарное и турбулентное горение заряда твердого топлива;
- нестационарное трехфазное гомогенно-гетерогенное вихревое течение воздуха, продуктов сгорания воспламенительного состава и твердого ракетного топлива в камере сгорания;
- разгерметизацию камеры сгорания и последующее движение заглушки камеры сгорания ракетного двигателя;
- изменение геометрии поверхности горения за счет постепенного и неравномерного выгорания свода заряда твердого топлива.

Каждая из подзадач рассматривается во взаимосвязи и разрешается одновременно – на одном шаге по времени.

Постановка задачи численного моделирования внутрикамерных процессов при срабатывании бесплового РДТТ без точного учета постепенного выгорания свода заряда твердого топлива (т.е. без учета непосредственно движения поверхности горения) подробно изложена в работе [4]. Воспользуемся ею и дополним ее недостающими элементами. Будем учитывать перемещение поверхности горения заряда твердого топлива в пространстве камеры сгорания по времени работы ракетного двигателя.

Постановка условий на подвижной границе расчетной области – поверхности горения заряда твердого топлива – формулируется следующим образом:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \rho_i}{\partial \mathbf{n}} &= 0; \\
 \frac{\partial \varphi}{\partial \mathbf{n}} &= 0; \quad \varphi = k, c_p, \mu, \lambda, \alpha; \\
 \mathbf{W}_i &= v_k; \\
 \frac{\partial E_i}{\partial \mathbf{n}} &= 0; \quad \frac{\partial J_j}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \frac{\partial p}{\partial \mathbf{n}} = 0; \\
 i &= 1, 2, 3; \quad j = 2, 3,
 \end{aligned} \tag{1}$$

где ρ – плотность; \mathbf{n} – нормальный вектор к поверхности; k – показатель адиабаты; c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении; μ – коэффициент динамической вязкости; λ – коэффициент теплопроводности; α – коволюм газа; \mathbf{W} – вектор скорости; v – скорость горения; E – полная удельная энергия; J – внутренняя удельная энергия; p – давление; индексы: i, j – номер фазы гомогенно-гетерогенной смеси; k – твердое топливо (k -фаза); 1, 2, 3 – номер фазы гомогенно-гетерогенной смеси.

Фактически в системе уравнений (1) выполняются условия непротекания на подвижной границе расчетной области. Перемещение поверхности горения заряда твердого топлива осуществляется со скоростью горения v_k по нормали к поверхности горения. Кроме того, поверхность горения заряда твердого топлива является еще и активной границей. На ней осуществляется приход массы, импульса и энергии в расчетную область.

Основная система дифференциальных уравнений газовой динамики в рамках рассматриваемой задачи (см. дополнительно [4]), с учетом подвижных и активных граничных условий на поверхности горения заряда твердого топлива (1), интегрировалась численно методом Давыдова (методом крупных частиц) – методом постановки вычислительного эксперимента [3–12]. В расчетах использовалась явная параметрическая (три параметра) полностью консервативная конечно-разностная схема метода. Для повышения вычислительной устойчивости один из параметров разностной схемы вводился непосредственно в конечно-разностную аппроксимацию граничных условий на подвижной и активной границе расчетной области – поверхности горения заряда твердого топлива. Применялась равномерная (однородная и изо-

тропная) расчетная сетка. На всех непроницаемых нерегулярных, т.е. не совпадающих с расчетной сеткой, границах расчетной области использовался аппарат дробных ячеек (рис. 2).

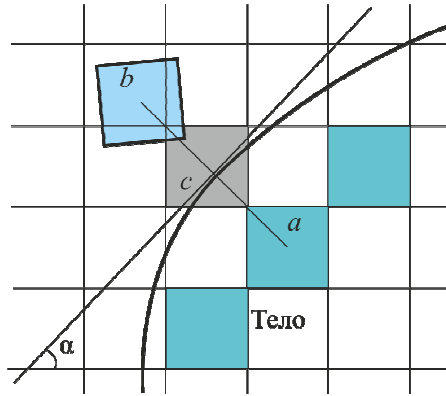


Рис. 2. Постановка граничных условий на нерегулярной границе расчетной области

На непроницаемых границах расчетной области (неподвижной стенке камеры сгорания и подвижной поверхности горения заряда твердого топлива) выставлялись условия непротекания как для газовой фазы, так и для твердых фаз гомогенно-гетерогенной смеси. Параметры течения в фиктивной ячейке «а» (см. рис. 2) на непроницаемой границе, с учетом расщепления исходного дифференциального оператора (1) (параметры $\tilde{\varphi}$), определялись по следующим зависимостям:

$$\varphi_a = \sum_i (s_{b_i} \cdot \varphi_i); \quad \varphi = (\rho_j, k, c_p, \mu, \lambda, a, J_l, p, \alpha_j);$$

$$\sum_i s_{b_i} = 1;$$

$$A_1 = v_k (-N_r);$$

$$A_2 = v_k (-N_z);$$

$$(A_{10})_i = (v_{b_j})_i - A_1;$$

$$(A_{20})_i = (w_{b_j})_i - A_2;$$

$$(W_{n_1})_i = (A_{10})_i N_r + (A_{20})_i N_z;$$

$$\begin{aligned}
 (W_{n_2})_i &= (A_{10})_i N_z - (A_{20})_i N_r; \\
 v_{a_j} &= \sum_i \left[s_{b_i} \left(-(W_{n_1})_i N_r + (W_{n_2})_i N_z \right) \right] + A_1; \\
 w_{a_j} &= \sum_i \left[s_{b_i} \left(-(W_{n_1})_i N_z - (W_{n_2})_i N_r \right) \right] + A_2; \\
 j &= (1, 2, 3); \quad l = (2, 3); \\
 \varphi_a &= \sum_i (s_{b_i} \varphi_i); \quad \varphi = (\tilde{E}_2, \tilde{E}_3); \\
 \sum_i s_{b_i} &= 1; \\
 A_1 &= v_k (-N_r); \\
 A_2 &= v_k (-N_z); \\
 (\tilde{A}_{10})_i &= (\tilde{v}_{b_j})_i - A_1; \\
 (\tilde{A}_{20})_i &= (\tilde{w}_{b_j})_i - A_2; \\
 (\tilde{W}_{n_1})_i &= (\tilde{A}_{10})_i N_r + (\tilde{A}_{20})_i N_z; \\
 (\tilde{W}_{n_2})_i &= (\tilde{A}_{10})_i N_z - (\tilde{A}_{20})_i N_r; \\
 \tilde{v}_{a_j} &= \sum_i \left[s_{b_i} \left(-(\tilde{W}_{n_1})_i N_r + (\tilde{W}_{n_2})_i N_z \right) \right] + A_1 + \left[1 + \sum_i (s_{b_i} \cdot \text{gama}) \right] (\tilde{v}_{c_j} - v_{c_j}); \\
 \tilde{w}_{a_j} &= \sum_i \left[s_{b_i} \left(-(\tilde{W}_{n_1})_i N_z - (\tilde{W}_{n_2})_i N_r \right) \right] + A_2 + \left[1 + \sum_i (s_{b_i} \cdot \text{gama}) \right] (\tilde{w}_{c_j} - w_{c_j}); \\
 j &= (1, 2, 3); \\
 \tilde{E}_{a_i} &= \sum_i \left\{ s_{b_i} \cdot \left[(1 - \text{gama}) \cdot E_i + \text{gama} \cdot \tilde{E}_i \right] \right\} + \left[1 - \sum_i (s_{b_i} \cdot \text{gama}) \right] (\tilde{E}_{c_i} - E_{c_i}),
 \end{aligned} \tag{2}$$

где s – площадь; N – нормаль к поверхности; v – проекция вектора скорости на ось OR ; w – проекция вектора скорости на ось OZ ; gama – параметр конечно-разностной схемы; индексы: a, b, c – тип расчетной ячейки (см. рис. 2); i – количество ячеек расчетной области, в которые попала расчетная ячейка типа « b »; j, l – номер фазы гомогенно-гетерогенной смеси; r – в направлении оси OR ; z – в направлении оси OZ .

Если граница неподвижна, то необходимо принять в (2) $v_k = 0$.

Приход с поверхности горения заряда твердого топлива осуществляется путем «впрыска» в расчетные ячейки, геометрически расположенные на поверхности горения заряда твердого топлива (см. рис. 2, расчетная ячейка с индексом «с»), продуктов сгорания с заданными изменяемыми во времени параметрами. На открытых границах использовалась экстраполяция параметров потока из расчетной области.

Для анализа свойств разностной схемы метода Давыдова (метода крупных частиц) использовался аппарат дифференциальных приближений и представлений разностных схем. Оптимизировались параметры матрицы аппроксимационной вязкости, полученной из параболической формы дифференциального приближения разностной схемы. В частности, в качестве критерия вычислительной устойчивости рассматривалась положительность следа матрицы аппроксимационной вязкости.

Приведем некоторые результаты численного моделирования внутрикамерных процессов при срабатывании бесоплового РДТТ и сравним их с экспериментальными данными.

На рис. 3 представлено изменение во времени давления в районе переднего днища камеры сгорания (p – показано синим цветом) и силы тяги (R – показана красным цветом) бесоплового РДТТ. Информация представлена в безразмерном виде. Давление отнесено к среднеинтегральному давлению по времени работы ракетного двигателя. Сила тяги отнесена к среднеинтегральной мгновенной силе тяги по времени работы РДТТ. При осреднении параметров использовались данные эксперимента. Расчетные значения показаны сплошной линией, а экспериментальные – сплошной линией с маркером. В целом наблюдается хорошая сопоставимость расчетных и экспериментальных данных. Максимальные отклонения по параметрам не превышают 10 % (за исключением значения силы тяги на начальном участке работы ракетного двигателя, здесь, по-видимому, сказывается влияние конструкции испытательного стенда и системы измерения этого параметра). Давление в камере сгорания бесоплового РДТТ в начальный момент времени интенсивно возрастает до максимального значения, а затем монотонно падает. На конечной стадии работы ракетного двигателя, при полном выгорании свода заряда твердого топлива, давление падает более интенсивно. Сила тяги на начальном этапе работы бесоплового РДТТ также интенсивно возрастает, с течением времени значение становится примерно постоянным.

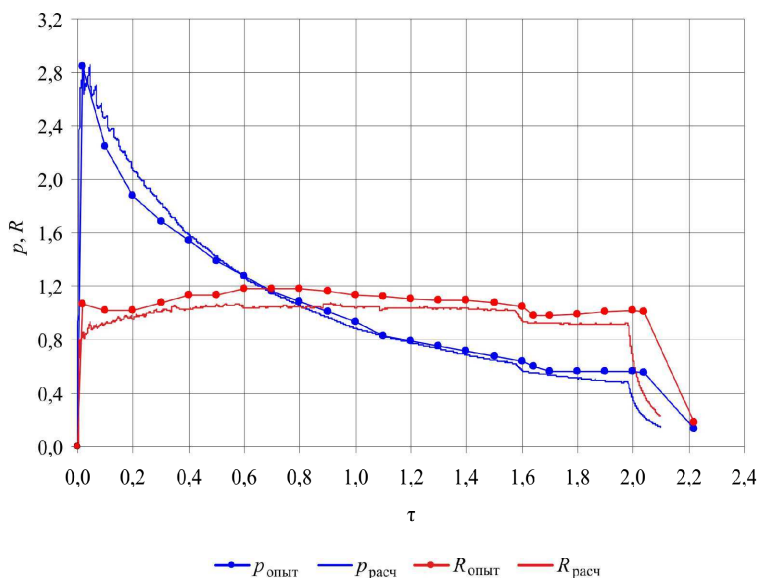


Рис. 3. Изменение во времени давления p и силы тяги R в камере сгорания бессоплового РДТТ

При полном выгорании свода заряда твердого топлива в районе переднего днища сила тяги несколько снижается, далее по времени держится на примерно постоянном уровне. В конце работы ракетного двигателя, при резком уменьшении величины поверхности горения заряда твердого топлива, сила тяги интенсивно падает.

Библиографический список

1. Внутренняя баллистика РДТТ / А.В. Алиев, Г.Н. Амарантов [и др.]; под ред. А.М. Липанова и Ю.М. Милехина; Рос. акад. ракетных и артиллерийских наук. – М.: Машиностроение, 2007. – 504 с.
2. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердом топливе / А.Б. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верховоломов [и др.]; под ред. Л.С. Яновского. – М.: Академкнига, 2006. – 343 с.
3. Численный эксперимент в теории РДТТ / А.М. Липанов, В.П. Бобрышев, А.В. Алиев [и др.]. – Екатеринбург: Наука, 1994. – 302 с.
4. Егоров М.Ю., Егоров Д.М. Численное моделирование внутрикамерных процессов в бессопловом РДТТ // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – Пермь, 2012. – № 32. – С. 36–49.
5. Давыдов Ю.М. Крупных частиц метод // Математическая энциклопедия. – М.: Советская энциклопедия, 1982. – Т. 3. – С. 125–129.

6. Давыдов Ю.М., Егоров М.Ю., Шмотин Ю.Н. Нестационарные эффекты течения в турбине реактивного двигателя // Доклады академии наук. – 1999. – Т. 368, № 1. – С. 45–49.

7. Давыдов Ю.М., Егоров М.Ю. Численное моделирование нестационарных переходных процессов в активных и реактивных двигателях / Нац. акад. прикладных наук РФ. – М., 1999. – 272 с.

8. Давыдов Ю.М., Егоров М.Ю. Неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя на твердом топливе // Доклады академии наук. – 2001. – Т. 377, № 2. – С. 194–197.

9. Давыдов Ю.М., Давыдова И.М., Егоров М.Ю. Совершенствование и оптимизация авиационных и ракетных двигателей с учетом нелинейных нестационарных газодинамических эффектов / Нац. акад. прикладных наук РФ. – М., 2002. – 303 с.

10. Давыдов Ю.М., Давыдова И.М., Егоров М.Ю. Влияние полетной перегрузки на неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя на твердом топливе // Доклады академии наук. – 2004. – Т. 398, № 2. – С. 194–197.

11. Численное моделирование внутрикамерных процессов при выходе на режим работы ракетного двигателя твердого топлива / Г.Н. Амарантов, М.Ю. Егоров, С.М. Егоров, Д.М. Егоров, В.И. Некрасов // Вычислительная механика сплошных сред. – 2010. – Т. 3, № 3. – С. 5–17.

12. Давыдов Ю.М., Давыдова И.М., Егоров М.Ю. Неустойчивость рабочего процесса в двухкамерном ракетном двигателе на твердом топливе // Доклады академии наук. – 2011. – Т. 439, № 2. – С. 188–191.

References

1. Aliev A.V., Amarantov G.N. and others. *Vnutrennyaya ballistika RDTT* [Internal ballistics of SPRM]. Ed. A.M. Lipanov, Yu.M. Milekhin. Moscow: Mashinostoenie, 2007, 504 p.

2. Aleksandrov A.B., Bytskevich V.M., V.K. Verkhologomov and others. *Integralnye pryamotokhnyye vozdushno-reaktivnyye dvigateli na tverdom toplive* [Integrated ramjets with solid propellant]. Ed. L.S. Yanovskiy. Moscow: Akademkniga, 2006, 343 p.

3. Lipanov A.M., Bobryshev V.P., Aliev A.V. and others. *Chislennyy eksperiment v teorii RDTT* [Numerical experiment in theory of SPRM]. Yekaterinburg: Nauka, 1994, 302 p.

4. Yegorov M.Yu., Yegorov D.M. *Chislennoe modelirovanie vnutrikamernykh protsessov v bessoplovom RDTT* [Numerical modeling of the processes in the combustion chamber of nozzleless solid propellant rocket engine]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2012, no. 32, pp. 36–49.

5. Davydov Yu.M. *Krupnykh chastits metod* [Particle-in-cell method]. *Matematicheskaya entsiklopediya*. Moscow: *Sovetskaya entsiklopediya*, 1982, vol. 3, pp. 125–129.

6. Davydov Yu.M., Yegorov M.Yu., Shmotin Yu.N. *Nestatsionarnyye efekty techeniya v turbine reaktivnogo dvigatelya* [Non-stationary effects of flow in the jet engine turbine]. *Doklady akademii nauk*, 1999, vol. 368, no. 1, pp. 45–49.

7. Davydov Yu.M., Egorov M.Yu. *Chislennoe modelirovanie nestatsionarnykh perekhodnykh protsessov v aktivnykh i reaktivnykh dvigatelyakh* [Computational modeling of non-stationary transient processes in the active and jet engines]. Moscow: *Natsionalnaya akademiya prikladnykh nauk Rossiyskoy Federatsii*, 1999, 272 p.

8. Davydov Yu.M., Yegorov M.Yu. *Neustoychivost rabocheho protsessa v kamere sgoraniya raketnogo dvigatelya na tverdom toplive* [Instability of intrachamber processes of solid propellant rocket motor]. *Doklady akademii nauk*, 2001, vol. 377, no. 2, pp. 194–197.

9. Davydov Yu.M., Davydova I.M., Egorov M.Yu. *Sovershenstvovanie i optimizatsiya aviatsionnykh i raketnykh dvigateley s uchetom nelineynykh nestatsionarnykh gazodinamicheskikh effektiv* [Improvement and optimization of aircraft and rocket engines, with consideration of non-linear non-stationary gas-dynamic effects]. Moscow: *Natsionalnaya akademiya prikladnykh nauk Rossiyskoy Federatsii*, 2002, 303 p.

10. Davydov Yu.M., Davydova I.M., Yegorov M.Yu. *Vliyaniye poletnoy peregruzki na neustoychivost rabocheho protsessa v kamere sgoraniya raketnogo dvigatelya na tverdom toplive* [Influence of flight overload on instability of intrachamber processes of solid propellant rocket motor]. *Doklady akademii nauk*, 2004, vol. 398, no. 2, pp. 194–197.

11. Amarantov G.N., Yegorov M.Yu., Yegorov S.M., Yegorov D.M., Nekrasov V.I. *Chislennoe modelirovanie vnutrikamernykh protsessov pri vykhode na rezhim raboty raketnogo dvigatelya tverdogo topliva* [Computational modeling of intrachamber processes when operating start-up phase of solid propellant rocket motor]. *Vychislitel'naya mekhanika sploshnykh sred*, 2010, vol. 3, no. 3, pp. 5–17.

12. Davydov Yu.M., Davydova I.M., Yegorov M.Yu. *Neustoychivost rabocheho protsessa v dvukhkamernom raketnom dvigatele na tverdom top-live* [Instability of processes in twin-cam solid propellant rocket motor]. *Doklady akademii nauk*, 2011, vol. 439, no. 2, pp. 188–191.

Об авторах

Егоров Михаил Юрьевич (Пермь, Россия) – доктор физико-математических наук, профессор кафедры «Высшая математика» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: egorov-m-j@yandex.ru).

Егоров Дмитрий Михайлович (Пермь, Россия) – старший научный сотрудник отдела 015 НИИ полимерных материалов (614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, д. 16, e-mail: egorovdimitriy@mail.ru).

Некрасов Валентин Иванович (Пермь, Россия) – начальник отдела 015 НИИ полимерных материалов (614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, д. 16).

About the authors

Egorov Michail Yuryevich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor, Department of Higher Mathematics, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: egorov-m-j@yandex.ru).

Egorov Dmitriy Michaylovich (Perm, Russian Federation) – Senior Staff Scientist of department 015, Research Institute of Polymeric Materials OJSC (16, Chistopolskaya st., Perm, 614113, Russian Federation, e-mail: egorov-m-j@yandex.ru).

Nekrasov Valentin Ivanovich (Perm, Russian Federation) – Head of Department 015, Research Institute of Polymeric Materials OJSC (16, Chistopolskaya st., Perm, 614113, Russian Federation).

Получено 3.09.2012