

DOI: 10.15593/2224-9982/2016.46.06

УДК 629.7.026

Н.Н. Зайцев, Д.Г. Наберухин, Д.А. Пьянков

Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

ПЕРЕМЕЩЕНИЕ ШТОКА И ИЗМЕНЕНИЕ МОМЕНТА УСИЛИЯ РУЛЕВЫХ МАШИН ПРИ ОТКЛОНЕНИЯХ ПОВОРОТНОГО УПРАВЛЯЮЩЕГО СОПЛА

Для создания управляющих моментов на ракету в конструкции современных ракетных двигателей на твердом топливе используются поворотные управляющие сопла (ПУС) со сферическим шарниром узла подвеса. Отклонениями таких сопел создаются управляющие усилия в тангажной и курсовой плоскостях ракеты. Соответственно, для отклонения сопла используется не менее двух рулевых машин (РМ) поступательно-возвратного действия, имеющих пространственное расположение в конструктивной компоновке системы ПУС–РМ. Одной из задач проектного анализа конструктивной эффективности компоновочной схемы системы ПУС–РМ является определение для возможных отклонений сопла хода штока рулевых машин и изменений момента, создаваемого их усилиями относительно центра поворота сопла. Для решения данной задачи в статье рассматриваются способы получения и использования аналитических зависимостей, удобных для оперативной оценки перемещений штоков и изменений момента усилий рулевых машин при различных схемах пространственной компоновки системы ПУС–РМ. Вывод зависимостей основывается на преобразовании координат двух специальным образом введенных подвижной и неподвижной систем координат, связанных, соответственно, с подвижной и неподвижной частями сопла. Предлагаются приближенные зависимости, полученные разложением нелинейностей в ряд Тейлора с точностью до членов второго порядка малости. Для приближенных зависимостей дается анализ вычислительной погрешности.

Ключевые слова: поворотное управляющее сопло, ход штока, момент усилия рулевой машины, неподвижная и подвижная системы координат, преобразование координат, разложение нелинейностей в ряд.

N.N. Zaytsev, D.G. Naberukhin, D.A. Pyankov

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

MOVEMENT OF THE ROD AND CHANGE OF THE MOMENT OF STEERING GEARS IN CASE OF DEVIATIONS OF A SWIVEL CONTROL NOZZLE

The modern design of solid-propellant rocket engines uses swivel control nozzle (SCN) to create control moments for the rocket. Deviations of such nozzles create steering efforts in pitch and course planes of the rocket. Accordingly, at least two to-and-fro action steering gears (SG) are used to deviate the nozzle. One of the tasks in design analysis of the system SCN-SG is determination of the

movement of the rod and change of the moment of steering gears relative to the center of rotation at probable deviations of the swivel nozzle. The article is devoted to consider methods of obtaining and using the analytical dependences for rapid assessment of movements of rods and changes of the moment of steering gears in various schemes of system SCN-SG. The derivation of dependencies is based on a coordinate transformation of two specially introduced moving and fixed coordinate systems associated respectively with the movable and stationary parts of the nozzle. The approximate dependencies are obtained by the decomposition of the nonlinearities in a Taylor series with accuracy to terms of second order. The possible calculation errors are analyzed for approximate dependencies.

Keywords: swivel control nozzle, rod travel, moment of steering gear, fixed and moving coordinate systems, coordinate transformation, decomposition of the nonlinearities in a series.

Для создания управляющих моментов по каналам тангажа и рыскания твердотопливных ракет возможно применение поворотных управляющих сопел (ПУС) с различными вариантами сферического шарнира узла подвеса [1, 2], одним из которых является эластичный опорный шарнир (ЭОШ) [3]. Последний представляет собой заключенный между подвижным и неподвижным опорными фланцами кольцевой пакет из чередующихся эластомерных слоев и жестких тарелей с единым центром сферических контактирующих поверхностей. Для отклонения таких сопел используется не менее двух рулевых машин (РМ) возвратно-поступательного действия с различными конструктивными схемами их компоновки на сопле [4, 5]. При этом конструктивная компоновка системы ПУС–РМ во многом определяет как конструктивное совершенство ракетного двигателя твердого топлива, так и динамические свойства его системы управления вектором тяги (СУВТ), являющейся исполнительным устройством системы управления полетом ракеты [6]. Поскольку выбором соответствующего размещения рулевых машин можно минимизировать величины требуемых для отклонений сопла перемещений штоков РМ и развиваемых ими усилий, то весьма важным является математическое описание зависимости перемещений штока и изменений момента усилия РМ от углов отклонения ПУС. Кроме того, эти зависимости необходимы для математического моделирования переходных режимов СУВТ с целью определения нагрузочной механической характеристики ПУС, необходимой для оценки требуемых характеристик рулевого привода [7]. Подобные задачи приходится решать и при проектировании СУВТ с поворотными исполнительными органами у двигателей летательных аппаратов различного назначения [8–11].

Соответственно, для названных целей получены аналитические зависимости, позволяющие на ранней стадии проектирования осуществлять для заданных углов отклонения сопла оценку хода штоков руле-

вых машин, а также изменений момента относительно центра поворота ПУС от прикладываемых рулевыми машинами усилий.

Указанные зависимости получены на примере ПУС с ЭОШ как наиболее наглядном в рассматриваемом аспекте шарнире. Упругие деформации в этом шарнире, появляющиеся под воздействием на подвижную часть ПУС газодинамических сил и усилий РМ, обеспечивают подвижной части как угловые, так и линейные (осевые, радиальные) перемещения относительно неподвижной части сопла.

Для вывода зависимостей вводятся в рассмотрение две прямоугольные системы координат (СК): неподвижная СК $Oxyz$ с началом в центре кривизны опорной поверхности неподвижного фланца ЭОШ и осями, параллельными осям связанной с ракетой СК [12], и подвижная СК $C\xi\eta\zeta$ с началом в центре кривизны опорной поверхности подвижного фланца, ось $C\xi$ которой направлена по продольной оси подвижной части ПУС против потока продуктов сгорания (рис. 1). В начальном положении сопла (при нулевых углах поворота его подвижной части и отсутствии ее осевых и радиальных смещений) введенные СК совпадают. В общем случае при наличии упругих деформаций в шарнире положение подвижной части ПУС определяется тремя линейными координатами x_c, y_c, z_c смещения центра C кривизны подвижного фланца в СК $Oxyz$ и тремя угловыми координатами $\delta_i, i = 1, 2, 3$, поворота подвижной СК относительно неподвижной (см. рис. 1). На рис. 1 переход от $Ox'y'z'$ к $C\xi\eta\zeta$ осуществлен тремя последовательными конечными поворотами относительно осей Oz', Oy'' и $O\xi$. При этом координаты данных СК связаны выражениями [13]

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = M \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} = M^{-1} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где

$$M = \begin{bmatrix} \cos \delta_1 \cos \delta_2 & \cos \delta_1 \sin \delta_2 \sin \delta_3 - \sin \delta_1 \cos \delta_3 & \cos \delta_1 \sin \delta_2 \cos \delta_3 + \sin \delta_1 \sin \delta_3 \\ \sin \delta_1 \cos \delta_2 & \sin \delta_1 \sin \delta_2 \sin \delta_3 + \cos \delta_1 \cos \delta_3 & \sin \delta_1 \sin \delta_2 \cos \delta_3 - \cos \delta_1 \sin \delta_3 \\ -\sin \delta_2 & \cos \delta_2 \sin \delta_3 & \cos \delta_2 \cos \delta_3 \end{bmatrix}.$$

Соответственно, пересчет координат из $C\xi\eta\zeta$ в $Oxyz$ осуществляется по формулам

$$\begin{aligned}
 x &= x_c + \xi \cos \delta_1 \cos \delta_2 + \eta (\cos \delta_1 \sin \delta_2 \sin \delta_3 - \sin \delta_1 \cos \delta_3) + \\
 &\quad + \zeta (\cos \delta_1 \sin \delta_2 \cos \delta_3 + \sin \delta_1 \sin \delta_3), \\
 y &= y_c + \xi \sin \delta_1 \cos \delta_2 + \eta (\sin \delta_1 \sin \delta_2 \sin \delta_3 + \cos \delta_1 \cos \delta_3) + \\
 &\quad + \zeta (\sin \delta_1 \sin \delta_2 \cos \delta_3 - \cos \delta_1 \sin \delta_3), \\
 z &= z_c - \xi \sin \delta_2 + \eta \cos \delta_2 \sin \delta_3 + \zeta \cos \delta_2 \cos \delta_3.
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

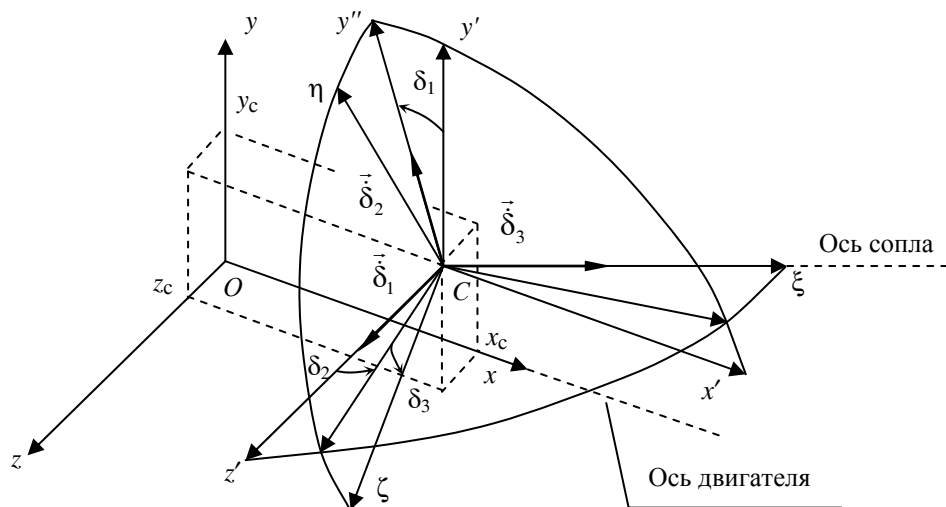


Рис. 1. Системы координат

В дальнейшем вводятся следующие допущения, приемлемые на начальной стадии проектного анализа конструктивной компоновки системы ПУС–РМ:

– ввиду малости осевых и радиальных упругих деформаций в шарнире смещения $x_c = y_c = z_c = 0$, т.е. начала систем координат O и C всегда совпадают и находятся в центре поворота ПУС (точке O);

– угол поворота подвижной части сопла вокруг ее продольной оси пренебрежимо мал ($\delta_3 = 0$);

– конструкции подвижной части сопла, подвижного и неподвижного фланцев шарнира, рулевых машин, их узлов крепления и кинематических передач усилия обладают абсолютной жесткостью.

С учетом принятых допущений на рис. 2 показано расположение отдельно взятой РМ, у которой точки 1 и 2 – узлы ее крепления соответственно к корпусу двигателя и подвижной части ПУС.

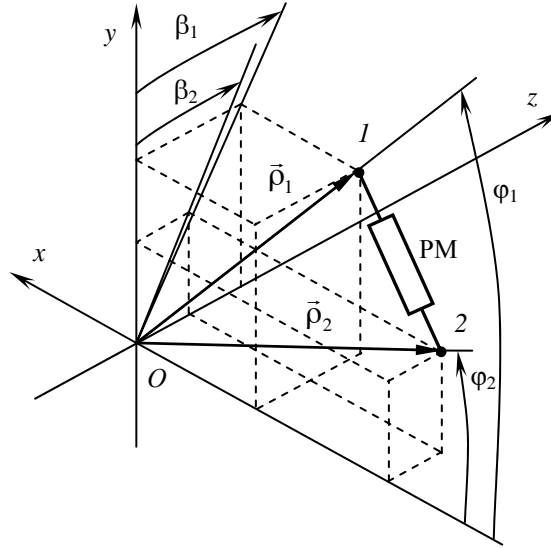


Рис. 2. Сферические координаты узлов крепления РМ к двигателю (точка 1) и соплу (точка 2)

Искомые зависимости определяются в подвижной СК $C\xi\eta\zeta$, что удобнее для их использования при моделировании динамических режимов СУВТ в уравнениях вращательного движения ПУС, имеющих более простой вид в этой СК (ее оси являются главным осями инерции для подвижной части сопла).

В нейтральном положении сопла ($\delta_i = 0, i = 1, 2$) координаты точек 1 и 2 в СК $C\xi\eta\zeta$ соответственно равны: $\xi_1 = x_1, \eta_1 = y_1, \zeta_1 = z_1$ и $\xi_2 = x_2, \eta_2 = y_2, \zeta_2 = z_2$. При отклонениях сопла ($\delta_i \neq 0, i = 1, 2$) координаты точки 2 не изменяются по величине и равны соответственно: $\xi_2(\delta) = x_2, \eta_2(\delta) = y_2, \zeta_2(\delta) = z_2$, а координаты точки 1 определяются выражениями, полученными на основании выражений (1) с учетом сделанных допущений:

$$\begin{aligned} \xi_1(\delta) &= x_1 \cos \delta_1 \cos \delta_2 + y_1 \sin \delta_1 \cos \delta_2 - z_1 \sin \delta_2, \\ \eta_1(\delta) &= -x_1 \sin \delta_1 + y_1 \cos \delta_1, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\zeta_1(\delta) = x_1 \cos \delta_1 \sin \delta_2 + y_1 \sin \delta_1 \sin \delta_2 + z_1 \cos \delta_2.$$

Здесь x_k, y_k, z_k , где k – координаты узлов крепления РМ в неподвижной СК $Oxyz$ при нейтральном положении ПУС, $k = 1, 2$.

Длина направленного отрезка $\overline{12}$ в СК $C\xi\eta\zeta$ при отклоненном ПУС определяется выражением [14]

$$l = \sqrt{(x_2 - \xi_1(\delta))^2 + (y_2 - \eta_1(\delta))^2 + (z_2 - \zeta_1(\delta))^2} = \sqrt{l_\xi^2 + l_\eta^2 + l_\zeta^2}, \quad (4)$$

где l_ξ, l_η, l_ζ – проекции длины отрезка $\overline{12}$ на оси СК $C\xi\eta\zeta$.

Соответственно, перемещение штока РМ $\Delta l = \Delta l(\delta_1, \delta_2)$ при заданных углах отклонения ПУС определится как

$$\Delta l = l_0 - l, \quad (5)$$

где l_0 – длина $\overline{12}$ при $\delta_i = 0$,

$$l_0 = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}. \quad (6)$$

Обычно требуемые углы отклонений ПУС достаточно малы [4], что позволяет принять $\sin \delta_i \approx \delta_i$ и $\cos \delta_i \approx 1$. В этом случае разложением выражения (4) в ряд Тейлора относительно l_0 с точностью до членов второго порядка малости имеем приближенную зависимость для перемещения штока РМ

$$\begin{aligned} \Delta l_n = & l_0^{-1} (x_1 y_2 - x_2 y_1) \delta_1 - l_0^{-1} (x_1 z_2 - x_2 z_1) \delta_2 + \\ & + l_0^{-3} \left[-l_0^2 y_1 z_2 + (x_1 y_2 - x_2 y_1)(x_1 z_2 - x_2 z_1) \right] \delta_1 \delta_2 + \\ & + 0,5 l_0^{-3} \left[l_0^2 (x_1^2 + y_1^2) - (x_1 y_2 - x_2 y_1)^2 \right] \delta_1^2 + \\ & + 0,5 l_0^{-3} \left[l_0^2 (x_1^2 + z_1^2) - (x_1 z_2 - x_2 z_1)^2 \right] \delta_2^2. \end{aligned} \quad (7)$$

Выражение (7) иногда удобнее использовать, если прямоугольные координаты точек 1 и 2 представить через координаты сферической СК с началом в центре O поворота ПУС с помощью следующих соотношений:

$$\begin{aligned} x_k &= \rho_k \cos(\pi - \varphi_k) = -\rho_k \cos \varphi_k, \\ y_k &= \rho_k \sin \varphi_k \cos \beta_k, \\ z_k &= \rho_k \sin \varphi_k \sin \beta_k, \quad k = 1, 2, \end{aligned} \quad (8)$$

где ρ_k – модуль радиус-вектора $\vec{\rho}$; φ_k и β_k – углы, показанные на рис. 2.

Подставляя выражения (8) в зависимость (7), после преобразований получаем

$$\begin{aligned} \Delta l_{\pi} = & \rho_1 \rho_2 l_0^{-1} \{ (\cos \varphi_2 \sin \varphi_1 \cos \beta_1 - \cos \varphi_1 \sin \varphi_2 \cos \beta_2) \delta_1 - \\ & - (\cos \varphi_2 \sin \varphi_1 \sin \beta_1 - \cos \varphi_1 \sin \varphi_2 \sin \beta_2) \delta_2 + \\ & + \rho_1 \rho_2 l_0^{-2} \left[-(\rho_1 \rho_2)^{-1} l_0^2 \sin \varphi_1 \cos \beta_1 \sin \varphi_2 \sin \beta_2 + \right. \\ & + (\cos \varphi_2 \sin \varphi_1 \cos \beta_1 - \cos \varphi_1 \sin \varphi_2 \cos \beta_2) \times \\ & \times (\cos \varphi_2 \sin \varphi_1 \sin \beta_1 - \cos \varphi_1 \sin \varphi_2 \sin \beta_2) \left. \right] \delta_1 \delta_2 + \\ & + 0,5 \rho_1 \rho_2 l_0^{-2} \left[\rho_2^{-2} l_0^2 (\cos^2 \varphi_1 + \sin^2 \varphi_1 \cos^2 \beta_1) - \right. \\ & - (\cos \varphi_2 \sin \varphi_1 \cos \beta_1 - \cos \varphi_1 \sin \varphi_2 \cos \beta_2)^2 \left. \right] \delta_1^2 + \\ & + 0,5 \rho_1 \rho_2 l_0^{-2} \left[\rho_2^{-2} l_0^2 (\cos^2 \varphi_1 + \sin^2 \varphi_1 \sin^2 \beta_1) - \right. \\ & \left. - (\cos \varphi_2 \sin \varphi_1 \sin \beta_1 - \cos \varphi_1 \sin \varphi_2 \sin \beta_2)^2 \right] \delta_2^2 \}. \end{aligned} \quad (9)$$

Момент, создаваемый усилием на штоке РМ относительно центра поворота ПУС, определим в проекциях на оси подвижной СК $O\xi\eta\zeta$. Для этого вектор момента усилия для отдельно взятой РМ представим следующим векторным произведением [12, 13]:

$$\begin{aligned} \vec{M} = \vec{\rho}_2 \times \vec{F} &= \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \rho_{2\xi} & \rho_{2\eta} & \rho_{2\zeta} \\ F_{\xi} & F_{\eta} & F_{\zeta} \end{vmatrix} = \\ &= (y_2 F_{\zeta} - z_2 F_{\eta}) \vec{i} + (z_2 F_{\xi} - x_2 F_{\zeta}) \vec{j} + (x_2 F_{\eta} - y_2 F_{\xi}) \vec{k} = \\ &= M_{\xi} \vec{i} + M_{\eta} \vec{j} + M_{\zeta} \vec{k}, \end{aligned} \quad (10)$$

где $\vec{\rho}_2$ – радиус-вектор точки 2; \vec{F} – вектор усилия, развиваемого РМ вдоль штока; F_{ξ} , F_{η} , F_{ζ} – проекции \vec{F} на оси СК $O\xi\eta\zeta$,

$$F_{\xi} = F \mu_{\xi}, \quad F_{\eta} = F \mu_{\eta}, \quad F_{\zeta} = F \mu_{\zeta}; \quad (11)$$

F – модуль вектора \vec{F} ; $\mu_\xi, \mu_\eta, \mu_\zeta$ – направляющие косинусы,

$$\mu_\xi = \frac{l_\xi}{l}, \quad \mu_\eta = \frac{l_\eta}{l}, \quad \mu_\zeta = \frac{l_\zeta}{l}.$$

С использованием зависимостей (4), (10) и (11) получаются выражения для определения проекций момента усилия РМ по заданным величинам усилия на штоке и углам отклонения ПУС

$$\begin{aligned} M_\xi &= Fl^{-1}(\eta_1(\delta)z_2 - y_2\zeta_1(\delta)), \\ M_\eta &= Fl^{-1}(x_2\zeta_1(\delta) - \xi_1(\delta)z_2), \\ M_\zeta &= Fl^{-1}(\xi_1(\delta)y_2 - x_2\eta_1(\delta)). \end{aligned} \quad (12)$$

При нейтральном положении сопла проекции момента усилия РМ определяются формулами

$$\begin{aligned} M_{\xi_0} &= Fl_0^{-1}(y_1z_2 - y_2z_1), \quad M_{\eta_0} = Fl_0^{-1}(x_2z_1 - x_1z_2), \\ M_{\zeta_0} &= Fl_0^{-1}(x_1y_2 - x_2y_1). \end{aligned} \quad (13)$$

Соответственно, изменения при отклонении ПУС проекций момента заданного усилия на штоке РМ определяются как

$$\Delta M_\xi = M_{\xi_0} - M_\xi, \quad \Delta M_\eta = M_{\eta_0} - M_\eta, \quad \Delta M_\zeta = M_{\zeta_0} - M_\zeta. \quad (14)$$

Если для поворота ПУС используется система из N рулевых машин, то проекции результирующего момента от их усилий на оси подвижной СК $O\xi\eta\zeta$ определяются выражениями

$$M_{\xi\Sigma} = \sum_{i=1}^N M_{\xi_i}, \quad M_{\eta\Sigma} = \sum_{i=1}^N M_{\eta_i}, \quad M_{\zeta\Sigma} = \sum_{i=1}^N M_{\zeta_i}, \quad (15)$$

а величина модуля результирующего момента выражением

$$M_\Sigma = \sqrt{M_{\xi\Sigma}^2 + M_{\eta\Sigma}^2 + M_{\zeta\Sigma}^2}. \quad (16)$$

С учетом малости углов отклонений ПУС разложением выражений (12) в ряд относительно нейтрального положения сопла с точностью до величин второго порядка малости получены приближенные зависимости для оценки изменений проекций момента усилия РМ

$$\Delta M_\xi = Fl_0^{-3} \left[(-l_0^2 x_1 z_2 - AC) \delta_1 + (-l_0^2 x_1 y_2 + BC) \delta_2 + \right.$$

$$\begin{aligned}
 &+ 0,5(3l_0^{-2}A^2C - DC + 2x_1z_2A)\delta_1^2 + 0,5(3l_0^{-2}B^2C - EC - 2x_1y_2B)\delta_2^2 + \\
 &\quad + (-3l_0^{-2}ABC + y_1z_2C + x_1y_2A - x_1z_2B - l_0^2y_1y_2)\delta_1\delta_2, \\
 \Delta M_\eta &= Fl_0^{-3}\left[(-l_0^2y_1z_2 + AB)\delta_1 + (l_0^2H - B^2)\delta_2 + \right. \\
 &+ 0,5(-3l_0^{-2}A^2B + DB + 2y_1z_2A)\delta_1^2 + 0,5(-3l_0^{-2}B^3 + EB + 2HB)\delta_2^2 + \quad (17) \\
 &\quad \left. + (3l_0^{-2}AB^2 - 2y_1z_2B - HA + l_0^2x_2y_1)\delta_1\delta_2\right], \\
 \Delta M_\zeta &= Fl_0^{-3}\left[(l_0^2G - A^2)\delta_1 + (-l_0^2y_2z_1 + AB)\delta_2 + \right. \\
 &+ 0,5(3l_0^{-2}A^3 - DA - 2GA)\delta_1^2 + 0,5(3l_0^{-2}B^2A - EA - 2y_2z_1B)\delta_2^2 + \\
 &\quad \left. + (-3l_0^{-2}A^2B + GB + AQ)\delta_1\delta_2\right],
 \end{aligned}$$

где

$$A = x_1y_2 - x_2y_1, \quad C = y_1z_2 - y_2z_1, \quad E = x_1^2 + z_1^2, \quad H = x_1x_2 + z_1z_2,$$

$$B = x_1z_2 - x_2z_1, \quad D = x_1^2 + y_1^2, \quad G = x_1x_2 + y_1y_2, \quad Q = y_1z_2 + y_2z_1.$$

Последовательность расчетов для определения перемещений штока отдельно взятой РМ и проекций момента, создаваемого ее усилием, представлена в табл. 1.

В табл. 2 приведены результаты расчетов, выполненных по полученным зависимостям для трех вариантов компоновочной схемы системы ПУС–РМ. При расчетах задавались $\delta_1 = \delta_2 = 6^\circ$ и $F_1 = F_2 = 5$ кН. Вариант 1 (рис. 3): ПУС с задним центром поворота, координаты в сферической системе координат (здесь и далее второй индекс указывает номер рулевой машины) $\rho_{11} = \rho_{12} = 0,54$ м, $\rho_{21} = \rho_{22} = 0,374$ м, $\varphi_{11} = \varphi_{12} = 85^\circ$, $\varphi_{21} = \varphi_{22} = 53^\circ$, $\beta_{11} = \beta_{21} = 0$, $\beta_{12} = \beta_{22} = 90^\circ$. Вариант 2 (рис. 4): ПУС с передним центром поворота, координаты в прямоугольной системе $x_{11} = x_{21} = x_{12} = x_{22} = -0,117$ м, $y_{11} = y_{21} = z_{12} = z_{22} = 0,073$ м, $y_{12} = -z_{11} = 0,169$ м, $y_{22} = -z_{21} = 0,031$ м. Вариант 3 (рис. 5): ПУС с передним центром поворота, координаты в сферической системе координат $\rho_{11} = \rho_{12} = 0,614$ м, $\rho_{21} = \rho_{22} = 0,566$ м, $\varphi_{11} = \varphi_{12} = 61^\circ$, $\varphi_{21} = \varphi_{22} = 31^\circ$, $\beta_{11} = \beta_{21} = 45^\circ$, $\beta_{12} = \beta_{22} = 135^\circ$.

Таблица 1

Последовательность вычислительных операций

Номер этапа	Вычислительная процедура	Номер расчетных формул или источник данных
1	Задание сферических координат точек l и 2	Компоновочный чертеж
2	Вычисление/задание прямоугольных координат точек l и 2	(8) или компоновочный чертеж
3	Вычисление l_0	(6)
4	Задание углов δ_1 и δ_2	Технические требования
5	Вычисление $\xi_1(\delta)$, $\eta_1(\delta)$, $\zeta_1(\delta)$	(3)
6	Вычисление l	(4)
7	Вычисление значения Δl : – точного Δl , – приближенного $\Delta l_{\text{п}}$	(4), (6), (5), (7) или (9)
8	Задание усилия F	Технические требования
9	Вычисление M_{ξ_0} , M_{η_0} , M_{ζ_0}	(13)
10	Вычисление M_{ξ} , M_{η} , M_{ζ}	(12)
11	Вычисление ΔM_{ξ} , ΔM_{η} , ΔM_{ζ} : – точных, – приближенных $\Delta M_{\xi_{\text{п}}}$, $\Delta M_{\eta_{\text{п}}}$, $\Delta M_{\zeta_{\text{п}}}$	(14) (17)
12	Вычисление $M_{\xi\Sigma}$, $M_{\eta\Sigma}$, $M_{\zeta\Sigma}$, M_{Σ}	(15), (16)

Таблица 2

Характеристики компоновочных схем системы ПУС–РМ

Характеристика	Варианты компоновочных схем					
	1		2		3	
	PM1	PM2	PM1	PM2	PM1	PM2
l_0 , м	0,2982	0,2982	0,1380	0,1380	0,3089	0,3089
l , м	0,3364	0,2618	0,1513	0,1501	0,3135	0,2253
Δl , м	0,0382	-0,0364	0,0133	0,0121	0,0046	-0,0836
$\Delta l_{\text{п}}$, м	0,0406	-0,0345	0,0151	0,0132	0,0031	-0,0812
$\Delta l'_{\text{п}}$, м	0,0376	-0,0376	0,0123	0,0123	0,0000	-0,0833
M_{ξ_0} , Нм	0,00	0,00	365,00	365,00	0,00	0,00
M_{η_0} , Нм	0,00	-1794,38	585,00	0,00	-1988,77	-1988,77
M_{ζ_0} , Нм	1794,38	0,00	0,00	585,00	1988,77	-1988,77
M_{ξ} , Нм	-4,37	28,06	346,08	374,11	190,37	-18,20

Характеристика	Варианты компоновочных схем					
	1		2		3	
	PM1	PM2	PM1	PM2	PM1	PM2
M_{η} , Нм	-3,30	-1692,50	601,30	14,49	-1745,99	-1979,01
M_{ζ} , Нм	1847,90	21,15	109,78	593,45	2194,04	-2021,84
ΔM_{ξ} , Нм	-4,37	28,06	-18,92	9,11	190,37	-18,20
ΔM_{η} , Нм	-3,30	101,88	16,30	14,49	242,78	9,76
ΔM_{ζ} , Нм	53,52	21,15	109,78	8,45	205,28	-33,08
$\Delta M_{\xi_{II}}$, Нм	-7,97	27,79	-20,13	8,05	194,12	-13,89
$\Delta M_{\eta_{II}}$, Нм	-6,01	102,24	13,77	15,24	247,41	-1,77
$\Delta M_{\zeta_{II}}$, Нм	46,93	20,94	108,40	6,43	209,47	-34,47
$\text{mod}M_0$, Нм	1794,38	1794,38	689,53	689,53	2812,54	2812,54
$\text{mod}M(\delta)$, Нм	1847,91	1692,86	702,41	701,68	2810,43	2829,25
$\text{mod}M_{\Sigma 0}$, Нм	2537,64		1103,34		3977,53	
$\text{mod}M_{\Sigma}(\delta)$, Нм	2523,81		1180,00		3732,95	
$\text{mod}\Delta M_{\Sigma}$, Нм	53,80	107,77	112,58	19,09	370,57	38,99
$\text{mod}\Delta M_{\Sigma_{II}}$, Нм	47,98	108,00	111,11	18,40	377,85	37,21
$(\Delta M_{\Sigma_{II}} - \Delta M_{\Sigma}) / \Delta M_{\Sigma} $, %	-10,8	0,2	-1,3	-3,6	2,0	-4,6

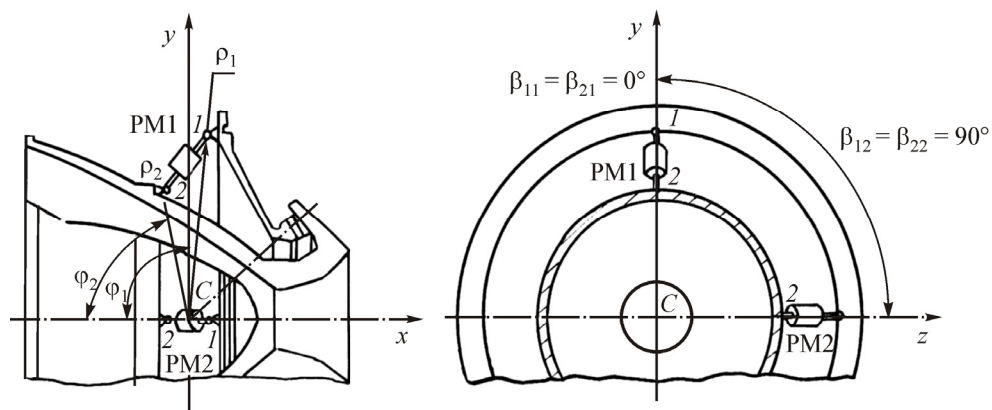


Рис. 3. Вариант № 1 компоновочной схемы ПУС-РМ

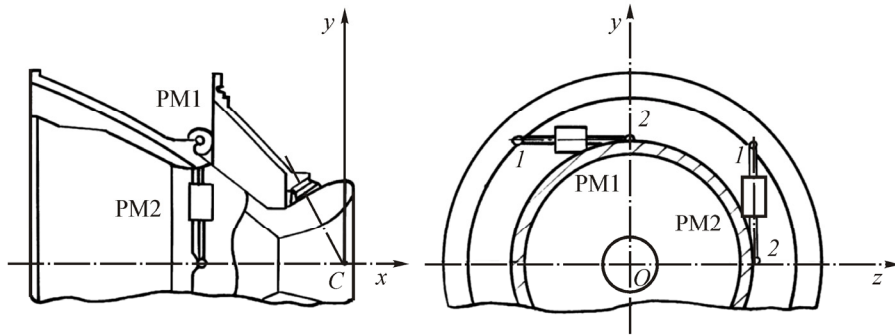


Рис. 4. Вариант № 2 компоновочной схемы ПУС–РМ

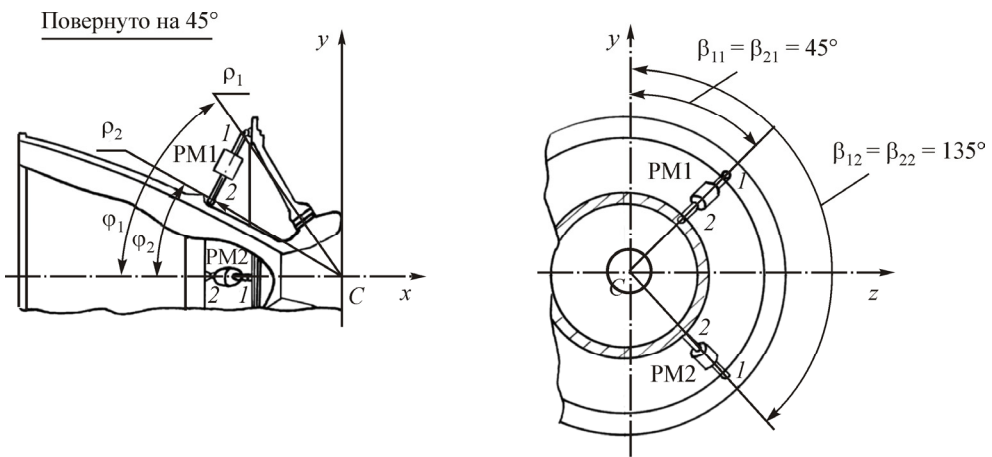


Рис. 5. Вариант № 3 компоновочной схемы ПУС–РМ

Приведенные в табл. 2 приближенные значения хода штока $\Delta l'_n$ вычислялись по формулам (7) и (9) без учета в них членов, содержащих квадраты и произведения углов отклонения ПУС. Модули векторов моментов усилий на штоках каждой РМ и векторов их приращений при отклонениях ПУС, а также модули векторов суммарных моментов от усилий двух РМ определялись соответствующим образом через их проекции.

Оценка погрешности вычислений осуществлялась сравнением расчетов, полученных по приближенным зависимостям (7), (9) и (17), соответственно с расчетами по формулам (5) и (14), которые полагались наиболее точными. Например, в работе [15] погрешность расчетов хода штока по формуле (5) в сравнении с данными 3D-моделирования в программном комплексе «КОМПАС» достигала 1 %.

Представленные расчеты показывают, что результаты вычислений по приближенным зависимостям характеризуются большим разбросом погрешности, что свидетельствует о плохой сходимости используемых для их получения рядов Тейлора. При этом погрешность зависит как от вида компоновочной схемы системы ПУС–РМ, так и задаваемых значений углов отклонения ПУС, что иллюстрируется приведенными на рис. 6 и 7 графиками.

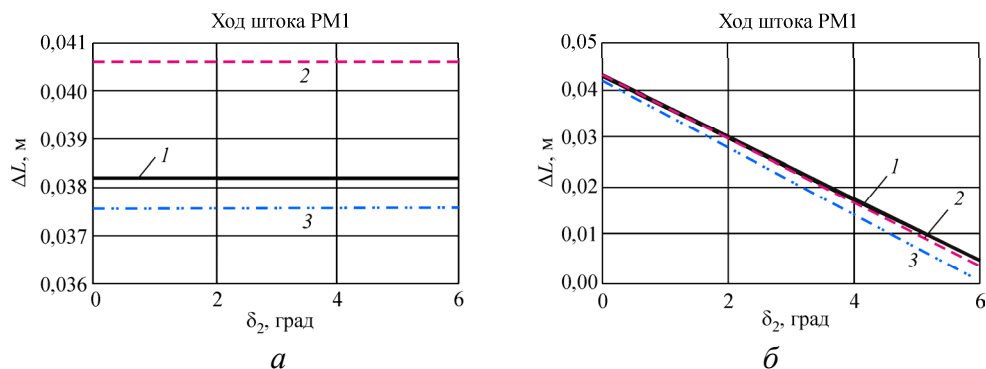


Рис. 6. Перемещение штока РМ1 в зависимости от δ_2 при $\delta_1 = 6^\circ$: *a* – вариант № 1; *б* – вариант № 3; 1 – Δl ; 2 – $\Delta l_{\text{п}}$; 3 – $\Delta l'_{\text{п}}$

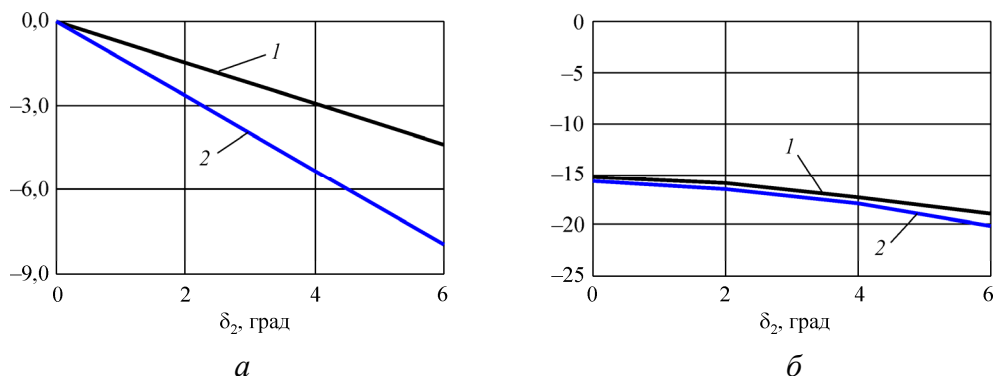


Рис. 7. Изменение (ΔM_{ξ}) проекции момента усилия РМ1 в зависимости от δ_2 при $\delta_1 = 6^\circ$: *a* – вариант № 1; *б* – вариант № 2; 1 – ΔM_{ξ} ; 2 – $\Delta M_{\xi_{\text{п}}}$

Таким образом, из-за возможности появления в некоторых случаях компоновки системы ПУС–РМ значительных погрешностей вычислений по приближенным зависимостям расчеты по этим зависимостям должны в обязательном порядке предусматривать сравнительную оценку с расчетами по более точным формулам, соответственно (7), (9) и (14). Кроме того, перемещения штоков РМ, рассчитанные по анали-

тическим зависимостям, могут быть уточнены 3D-моделированием конструктивной компоновки системы ПУС–РМ в современных графических программных комплексах. Что касается расчетов по приближенным зависимостям приращений момента усилий РМ при отклонениях ПУС, то, если для их проекций может наблюдаться заметный разброс их вычислительной ошибки, для модуля момента она не превышает 11 % (РМ1 в варианте № 1).

По результатам проведенных исследований можно констатировать следующее:

1. Рассмотренные способы определения при возможных отклонениях ПУС перемещений штоков РМ и изменений моментов, создаваемых усилиями на штоках этих РМ, могут быть использованы в инженерной практике для оперативной оценки и параметрического анализа конструктивной эффективности различных компоновочных схем системы ПУС–РМ.

2. Предлагаемые аналитические зависимости позволяют осуществлять проектный анализ перемещений штоков и изменений момента усилий рулевых машин при любом количестве и произвольном пространственном расположении их в конструктивной компоновке на сопле. При этом использование приближенных зависимостей должно сопровождаться анализом их вычислительной погрешности для каждой компоновки системы ПУС–РМ.

3. Аналитические зависимости также могут быть использованы при моделировании динамики системы ПУС–РМ с нелинейной математической моделью, а при удовлетворительной вычислительной точности приближенных выражений и в линеаризованной постановке.

Библиографический список

1. Твeрдотопливные регулируемые двигательные установки / Ю.С. Соломонов [и др.]; под ред. А.М. Липанова, Ю.С. Соломонова. – М.: Машиностроение, 2011. – 416 с.

2. Sutton G.P., Biblarz O. Rocket propulsion elements. – New York: John Wiley & Sons, Inc., 2001. – 751 p.

3. Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе / Л.Н. Лавров [и др.]; под ред. Л.Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.

4. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет и конструктивные особенности, эксперимент / Р.В. Антонов, В.И. Гребенкин [и др.]; под ред. Н.П. Кузнецова. – М.; Ижевск: Регулярная и хаотическая динамика, 2006. – 552 с.

5. Уилсон Дж.В., Джонсон В.О., Соттосанти П.С. Сопло с двойным упругим уплотнением // Вопросы ракетной техники. – 1972. – № 1. – С. 42–58.

6. Крымов Б.Г., Рабинович Л.В., Стеблецов В.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1987. – 264 с.

7. Бондаренко А.С., Деменев Д.Н., Зайцев Н.Н. Учет требований системы управления полетом при анализе конструктивных вариантов поворотного управляющего сопла // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2013. – № 34. – С. 64–77.

8. Melo J.I.G., Caicedo J.D.P., Miyagi P.E. Design consideration and kinematic development of a thrust vector control system for a liquid propellant rocket // 22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013). – Brazil, ABCM, 2013. – URL: <http://abcm.org.br/anais/cobem/2013/PDF/1182.pdf> (дата обращения: 02.04.2016).

9. Posture control of electromechanical-actuator-based thrust vector system for aircraft engine / Yunhua Li, Hao Lu, Shengli Tian, Zongxia Jiao, Jian-Tao Chen // IEEE Transaction on industrial electronics. – 2012. – Vol. 59, № 9. – P. 3561–3571.

10. Zhou J., Zhang J.L., Zhou F.Q. Research on multi-objective optimization design of thrust vector control actuator // Advanced Materials Research. – 2012. – Vols. 591–593. – P. 15–20.

11. Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе / В.И. Петренко [и др.]; под ред. М.И. Соколовского, В.И. Петренко. – М.: Машиностроение, 2003. – 464 с.

12. Абгарян К.А., Рапопорт И.М. Динамика ракет. – М.: Машиностроение, 1969. – 378 с.

13. Курс теоретической механики / В.И. Дронг [и др.]; под ред. К.С. Колесникова. – М.: Изд-во МГТУ, 2005. – 736 с.

14. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике (для инженеров и учащихся втузов). – М.: Наука, 1965. – 608 с.

15. Зайцев Н.Н., Бурдаков Р.В., Еременко П.П. Оценка хода штока рулевой машины по перемещениям подвижной части поворотного управляющего сопла // Механика и процессы управления: материалы XXXXI Всерос. симпоз. – М.: Изд-во РАН, 2011. – Т. 2. – С. 47–51.

References

1. Lipanov A.M., Solomonov Yu.S. Tverdotoplivnye reguliruemye dvigatelnye ustanovki [Controllable solid propellant rocket motors]. Moscow: Mashinostroenie, 2011. 416 p.

2. Sutton G.P., Biblarz O. Rocket propulsion elements. New York: John Wiley & Sons, Inc., 2001. 751 p.

3. Lavrov L.N. Konstruktsiya raketnykh dvigateley na tverdom toplive [Design solid propellant rocket motors]. Moscow: Mashinostroenie, 1993. 215 p.

4. Antonov R.V., Grebenkin V.I. [et al]. Organy upravleniya vektorom tyagi tverdotoplivnykh raket: raschet i konstruktivnye osobennosti, eksperiment [Trust vector control elements of solid propellant rockets: calculation and constructive features, experiment]. Moscow, Izhevsk: Regul'yarnaya i khaoticheskaya dinamika, 2006. 552 p.

5. Uilson Dzh.V., Dzhonson V.O., Sottosanti P.S. Soplo s dvoynym uprugim uplotneniem [Nozzle with double elastic seal]. *Voprosy raketnoy tekhniki*, 1972, no. 1, pp. 42-58.

6. Krymov B.G., Rabinovich L.V., Stebletsov V.G. Iсполнителnye ustroystva sistem upravleniya letatelnyimi apparatami [Executive devices of the control systems of flight vehicles]. Moscow: Mashinostroenie, 1987. 264 p.

7. Bondarenko A.S., Demenev D.N., Zaytsev N.N. Uchet trebovaniy sistemy upravleniya poletom pri analize konstruktivnykh variantov povorotnogo upravlyayushchego sopla [Taking into consideration the requirements of the flight control system in the analysis of constructive variants for swivel control nozzle]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2013, no. 34, pp. 64-77.

8. Melo J.I.G., Caicedo J.D.P., Miyagi P.E. Design consideration and kinematic development of a thrust vector control system for a liquid propellant rocket. *22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013)*. Brazil, ABCM, 2013, available at: <http://abcm.org.br/anais/cobem/2013/PDF/1182.pdf> (accessed 2 April 2016).

9. Yunhua Li, Hao Lu, Shengli Tian, Zongxia Jiao, Jian-Tao Chen. Posture control of electromechanical-actuator-based thrust vector system for aircraft engine. *IEEE Transaction on industrial electronics*, 2012, vol. 59, no. 9, pp. 3561-3571.

10. Zhou J., Zhang J.L., Zhou F.Q. Research on multi-objective optimization design of thrust vector control actuator. *Advanced Materials Research*, 2012, vol. 591-593, pp. 15-20.

11. Sokolovskiy M.I., Petrenko V.I. [et al.] Upravlyaemye energeticheskie ustanovki na tverdom raketnom toplive [Controllable solid-propellant power plants]. Moscow: Mashinostroenie, 2003. 464 p.

12. Abgaryan K.A., Rapoport I.M. Dinamika raket [Rocket dynamics]. Moscow: Mashinostroenie, 1969. 378 p.

13. Drong V.I. [et al.]. Kurs teoreticheskoy mekhaniki [A course in theoretical mechanics]. Moskovskiy gosudarstvennyy tekhnicheskiy universitet, 2005. 736 p.

14. Bronshteyn I.N., Semendyaev K.A. Spravochnik po matematike [Handbook of mathematics]. Moscow: Nauka, 1965. 608 p.

15. Zaytsev N.N., Burdakov R.V., Eremenko P.P. Otsenka khoda shtoka rulevoy mashiny po peremeshcheniyam podvizhnoy chasti povorotnogo upravlyayushchego sopla [Evaluation of the steering gear rod by moving part of hinged control nozzle]. *Materialy XXXI Vserossiyskogo simpoziuma "Mekhanika i protsessy upravleniya"*. Moscow: Rossiyskaya akademiya nauk, 2011, pp. 47-51.

Об авторах

Зайцев Николай Николаевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: znn@perm.ru).

Наберухин Денис Геннадьевич (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: dlyakontaktasdelal@bk.ru).

Пьянков Дмитрий Александрович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: zevs18_1988@mail.ru).

About the authors

Nikolay N. Zaytsev (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: znn@perm.ru).

Denis G. Naberukhin (Perm, Russian Federation) – Postgraduate Student, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: dlyakontaktasdelal@bk.ru).

Dmitriy A. Pyankov (Perm, Russian Federation) – Postgraduate Student, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: zevs18_1988@mail.ru).

Получено 25.04.2016