
ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ И НАДЕЖНОСТЬ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ

УДК 528.8:536.33
DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-3-267-274

ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ВЫСОКОЙ ТЕРМИЧЕСКОЙ ИНЕРЦИЕЙ

М. М. ПЕНЬКОВ, А. М. ДЗИТОВЕВ, Е. В. ЛАПОВОК, С. И. ХАНКОВ

*Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: leva0007@rambler.ru*

Предложена методика расчета температур изотермических космических объектов сферической формы с высокой термической инерцией, движущихся по эллиптическим орбитам в плоскости терминатора. Определен критерий, по которому космический объект может быть отнесен к классу объектов с большой термической инерцией. Для указанных объектов установлены характерные размеры, определяющие величину полной теплоемкости и, соответственно, постоянной термической инерции. Показана возможность замены в математической модели данных объектов реальной эллиптической орбиты эквивалентной круговой орбитой, что позволяет практически без потери точности заменять расчеты нестационарных температур тяжелых космических объектов расчетами их стационарных температур. При этом решение дифференциального уравнения заменяется решением алгебраического уравнения. В результате исследований получены достаточно точные значения высоты эквивалентных круговых орбит в зависимости от высоты апогея исходной эллиптической орбиты.

Ключевые слова: *космический объект, коэффициент облученности, тепловой баланс объектов в околоземном космическом пространстве, тепловое излучение Земли, термическая инерция космического объекта*

Введение. Изучение закономерностей формирования тепловых режимов космических объектов (далее — объектов), в том числе космических аппаратов (КА), является актуальным направлением исследований [1—4]. Наиболее общие закономерности выявляются на основе анализа энергетических балансов и тепловых режимов объектов канонических конфигураций, среди которых наиболее простыми для расчетов и обобщений являются объекты сферической формы [5—10]. В работах [5—16] подробно исследованы тепловые режимы тонкостенных оболочечных космических объектов. К этому классу можно отнести объекты, постоянная термической инерции которых значительно меньше периода обращения объекта вокруг Земли. Динамика изменения температур таких объектов определяется изменением внешних тепловых воздействий при их движении по заданной траектории.

В настоящей статье представлены результаты исследований космических объектов, обладающих малой и высокой термической инерцией, а также исследования закономерностей изменения температур массивных объектов с большой теплоемкостью. Особенностью последних является высокая термическая инерция, сопоставимая с периодом обращения объекта вокруг Земли.

Физическая модель космического объекта. Объектом исследований является оболочечный объект сферической формы, в котором стенка образована двумя концентрическими сферами, при этом рассматриваются объекты от тонкостенных до сплошных.

В физической модели приняты следующие допущения и ограничения:

- объект выполнен из однородного изотропного материала;
- теплофизические свойства материала объекта не зависят от температуры;
- поверхность объекта абсолютно черная;
- объект движется вокруг Земли по эллиптической орбите в плоскости терминатора и вследствие постоянной солнечной подсветки всегда имеет температуру T более высокую, чем эффективная температура Земли $T_e = 254,8$ К [17];

— Земля считается изотермическим шаром с постоянной поверхностной плотностью мощности излучения в широтном направлении;

— внутренние источники тепла в объекте отсутствуют.

Математическая модель космического объекта. Нестационарная температура рассматриваемого объекта при его движении по заданной траектории в околоземном космическом пространстве с учетом принятых допущений и ограничений может быть описана уравнением нестационарного теплообмена следующего вида [9, 15]:

$$t \frac{d\theta}{d\tau} + \theta^4 = 2\varphi + \alpha_s N (\varphi_k A + \Phi); \quad (1)$$

$$t = \frac{c_0 L}{Q}; \quad Q = \sigma T_e^4; \quad \theta = \frac{T}{T_e}; \quad \Phi = \frac{F}{S}; \quad N = \frac{E}{Q},$$

где t — постоянная термической инерции объекта при его температуре, равной T_e ; τ — текущее время; θ — безразмерная температура объекта; φ — интегральный коэффициент облученности поверхности сферического объекта тепловым излучением Земли [11]; α_s — коэффициент поглощения поверхностью объекта солнечного излучения; N — отношение солнечной постоянной $E = 1366$ Вт/м² [17] к удельному потоку излучения поверхности Земли $Q = 239$ Вт/м² [17], $N = 5,715$; φ_k — интегральный комбинированный коэффициент облученности поверхности сферического объекта, описывающий падающий на объект поток солнечного излучения, отраженного Землей [11]; $A = 0,3$ — альbedo Земли [17]; Φ — фактор формы, равный отношению площади миделя F объекта к полной площади S его поверхности, для сферы $\Phi = 0,25$; c_0 — объемная теплоемкость материала объекта; L — определяющий размер объекта; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/м²К⁴ — постоянная Стефана — Больцмана.

Начальная температура θ ($\tau = 0$) = θ_0 может быть задана произвольно.

Методика расчетов коэффициентов φ и φ_k для сферического объекта изложена в работе [11]. Следует отметить, что для полярной солнечно-постоянной орбиты величина φ_k весьма мала и часто не учитывается в расчетах.

Определяющий размер объекта сферической формы с произвольной толщиной стенки может быть вычислен из соотношения

$$L = \frac{V}{S} = \frac{4}{3} \frac{\pi (r^3 - r_0^3)}{4\pi r^2} = \Delta \left[1 - \frac{\Delta}{r} + \frac{1}{3} \left(\frac{\Delta}{r} \right)^2 \right]; \quad \Delta = r - r_0, \quad (2)$$

где V — объем объекта; Δ — толщина стенки объекта; r и r_0 — соответственно наружный и внутренний радиус объекта.

Представим формулу (2) в следующем безразмерном виде:

$$z = \frac{L}{r} = x \left(1 - x + \frac{1}{3} x^2 \right), \quad x = \frac{\Delta}{r}. \quad (3)$$

На рис. 1 представлена зависимость $z(x)$. При малых x определяющий размер равен толщине стенки Δ , а при $x \geq 0,75$, согласно (3), $L = r/3$. Один и тот же определяющий размер L может соответствовать как полому условно тонкостенному объекту с радиусом, удовлетворяющим условию $r \gg \Delta$, так и сплошному объекту с произвольным радиусом.

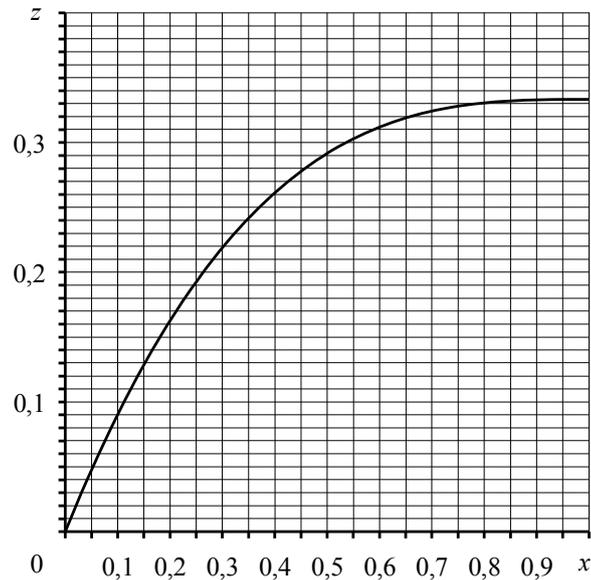


Рис. 1

Период движения космического объекта по эллиптической и круговой орбитам.

Для расчета зависимости высоты объекта над поверхностью Земли в каждый момент времени при движении по эллиптической орбите использовались методики, изложенные в работах [9, 15].

При движении объекта по эллиптической орбите период его обращения t_0 вокруг Земли (в минутах) может быть описан формулой [15]

$$t_0 = 84,1 \sqrt{\left(\frac{h_a + h_p}{2R} + 1\right)^3}, \quad (4)$$

где h_a и h_p — соответственно высота апогея и перигея эллиптической орбиты; $R = 6371$ км — радиус Земли.

Для круговой орбиты период обращения объекта вокруг Земли описывается известным соотношением [7], которое также вытекает из (4) при $h_a = h_p = h$:

$$t_0 = 2\pi \frac{(R+h)^{3/2}}{Rg^{1/2}} \approx 2 \frac{\sqrt{R}}{\varphi_0^{3/4}} = 5048 \varphi_0^{-3/4} \quad c = 84,1 \varphi_0^{-3/4} \text{ мин}, \quad (5)$$

где h — высота круговой орбиты; g — ускорение свободного падения, φ_0 — коэффициент облученности Землей плоской площадки, лежащей в плоскости местного горизонта.

Постоянная термической инерции при $Q = 239$ Вт/м² и $c_0 = 2,43 \cdot 10^6$ Дж/м³·К, после округления с погрешностью менее 1 %, равна

$$t = \frac{c_0 L}{Q} = 10^4 L \quad c = 167 L \text{ мин}. \quad (6)$$

Отношение постоянной термической инерции к периоду обращения объекта сферической формы по круговой орбите равно

$$n_t = \frac{t}{t_0} = 1,986 L \varphi_0^{3/4} \approx 2 L \varphi_0^{3/4}. \quad (7)$$

При $h = 600$ км коэффициенты $\varphi_0 = 0,835$ и $\varphi_0^{3/4} = 0,874$. Тогда с учетом (7)

$$n_t = 1,736 L. \quad (8)$$

Из выражения (8) следует, что при $L = 1$ мм = 10^{-3} м длительность периода обращения объекта вокруг Земли примерно в 570 раз превышает постоянную времени термической инерции объекта. В этом случае динамика изменения температур на первом витке во всех деталях воспроизводит динамику изменения внешних тепловых воздействий в момент появления объекта на орбите. При $L = 1/3$ м постоянная термической инерции составляет 0,579 от периода обращения объекта вокруг Земли. В таком случае динамика изменения температуры объекта минимальна, т.е. минимальна амплитуда колебаний температуры при движении объекта от перигея к апогею.

Результаты расчетов. На рис. 2 представлены временные зависимости температуры объекта сферической формы с радиусом $r = 0,9$ м и толщиной стенки 5, 30 и 50 см (кривые 1—3 соответственно), а также сплошного объекта (кривая 4) при заданном значении начальной температуры $T=300$ К. Параметры траектории: $h_p = 600$ км, $h_a = 40\,000$ км.

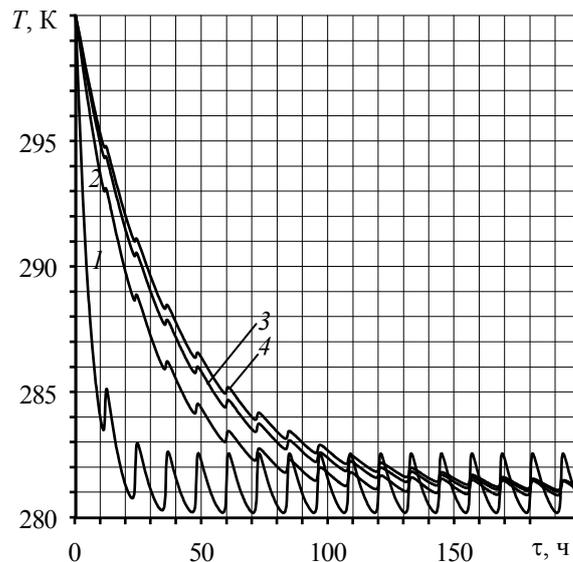


Рис. 2

Анализ графика показывает, что для тяжелого объекта с $L > 0,3$ м квазиустановившийся режим наступает спустя 150 ч от начала движения по траектории с периодом ≈ 12 ч. По мере увеличения L и соответственно массы и полной теплоемкости объекта амплитуда колебаний температуры существенно уменьшается.

На рис. 3 приведены зависимости $T(L)$, где кривые отображают огибающие пиков максимальной и минимальной температуры объекта с радиусом $r = 0,9$ м. Кривые соответствуют различным значениям высоты апогея h_a при общем перигее $h_p = 600$ км. Как видно из этого рисунка, при $h_a < 2000$ км колебания температуры объекта в пределах цикла обращения вокруг Земли пренебрежимо малы, а температурные уровни не зависят от величины L . По мере увеличения h_a от 1000 до 40 000 км средняя температура объекта на квазиустановившихся участках понижается примерно от 303 до 281 К. При радиусе $r = 0,9$ м объект может считаться тонкостенным, если толщина стенки, как определяющий размер, составляет менее 0,09 м (с погрешностью до 10 %). При $L > 0,25$ м амплитуда колебаний температуры объекта стано-

вится минимальной — в пределах десятых долей кельвина, что можно считать практически постоянной температурой.

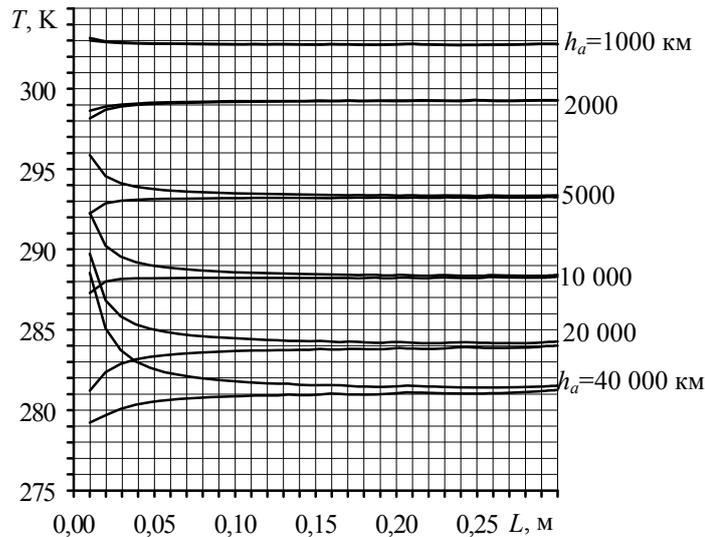


Рис. 3

Необходимо отметить, что на рис. 1 и 3 можно выделить участок зависимости, соответствующий интервалу $0,1 < x < 0,75$, на котором объект нельзя отнести ни к тонкостенному оболочечному, ни к толстостенному или сплошному. Таким образом, выявляются три характерных типа модели космического объекта. Значительный интерес представляет исследование особенностей формирования температурного уровня тяжелого объекта с большой полной теплоемкостью и соответственно высокой термической инерцией.

На рис. 4 представлена зависимость $h(h_a)$ при $h_p = 600$ км для объекта с определяющим размером $L > 0,25$ м, при котором температура T не зависит от L (см. рис. 3). На рис. 4 линия 1 соответствует огибающим минимальных температур объекта, а линия 2 — огибающим максимальных температур. Эти кривые могут быть с погрешностью менее 2 % аппроксимированы функциями вида

$$H_e = C_0 + C_1 H + C_2 H^2; H = h \cdot 10^{-3}, \quad (9)$$

в которых аргументом H является высота апогея в тысячах километров, а функцией H_e — высота эквивалентной круговой орбиты в тысячах километров.

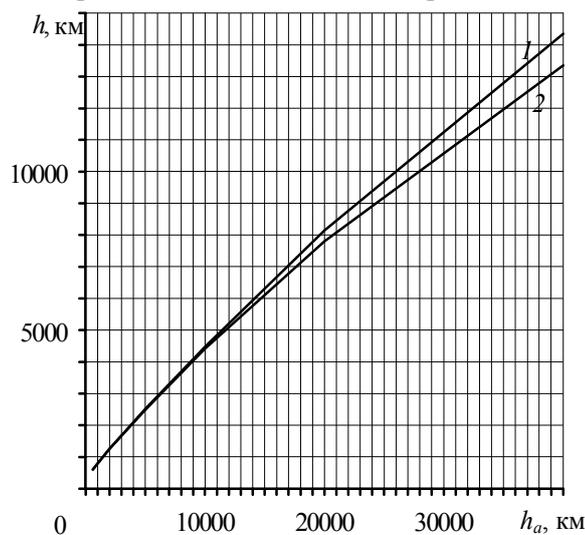


Рис. 4

В соответствии с этим коэффициенты в формуле (9) имеют следующие размерности: C_0 — тысячи километров, C_1 — безразмерный; C_2 — тысячи километров в минус первой

степени. Таким образом, в уравнении (9): для линии 1 на рис. 4 — $C_0 = 380$, $C_1 = 429$, $C_2 = -2$, для линии 2 — $C_0 = 394$, $C_1 = 423$, $C_2 = -2,48$.

Использование в расчетах параметров эквивалентной круговой орбиты существенно упрощает определение температурных уровней объекта за счет замены решения нестационарной задачи решением стационарной. Аналогичные используемым в уравнении (9) значения аппроксимационных коэффициентов могут быть получены и для других значений высоты перигея.

Заключение. По результатам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

— критерий, по которому космический объект может быть отнесен к классу объектов с высокой термической инерцией, основан на сопоставлении величины постоянной термической инерции объекта с периодом его обращения вокруг Земли;

— к объектам с высокой термической инерцией могут быть отнесены как оболочечные объекты с большой толщиной стенки без ограничений на размеры, так и монолитные объекты с большим внешним габаритом, причем малогабаритные монолитные объекты могут быть отнесены к классу малоинерционных;

— показана возможность описания температуры изотермического объекта с большой термической инерцией, движущегося по эллиптической орбите, с использованием соответствующей высоты эквивалентной круговой орбиты, причем для положения объекта в плоскости терминатора получено достаточно точное описание высоты эквивалентной круговой орбиты в зависимости от высоты апогея исходной эллиптической орбиты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gilmore D. G.* Spacecraft Thermal Control Handbook. El Segundo, CA: The Aerospace Press, 2002. 836 p.
2. *Cullimore B.* et al. Automated multidisciplinary optimization of a space-based telescope // SAE. 2002. N 01. P. 2445.
3. *Альтов В. В., Залетаев С. В., Копяткевич Р. М., Абросимов А. И.* Исследование теплового режима космических аппаратов оптического назначения // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 3 (44). С. 144—149.
4. *Furukawa M.* Practical method for calculating radiation incident upon a panel in orbit // J. Thermophysics. 1992. Vol. 6, N 1. P. 173—177.
5. *Баева Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Аналитическая методика расчета тепловых потоков в околоземном космическом пространстве, формирующих тепловой режим космических телескопов // Оптич. журн. 2013. Т. 80, № 5. С. 30—37.
6. *Баева Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Влияние широтных зависимостей температуры и альbedo Земли на тепловой режим изотермического космического объекта на солнечно-синхронной орбите // Оптич. журн. 2014. Т. 81, № 1. С. 17—24.
7. *Баева Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Метод поддержания заданного температурного диапазона космического аппарата, движущегося по круговой орбите с заходом в тень Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 7. С. 56—61.
8. *Баева Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Методика расчета нестационарных температур космического объекта на круговых орбитах // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 12. С. 51—56.
9. *Баева Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Методика расчета нестационарных температур космического объекта, движущегося по эллиптической орбите // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 6 (86). С. 67—72.
10. *Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Высотные зависимости температуры изотермического космического объекта сферической формы // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 3 (91). С. 119—125.

11. Каменев А. А., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Аналитические методы расчета тепловых режимов и характеристик собственного теплового излучения объектов в околоземном космическом пространстве. СПб: НТЦ им. Л. Т. Тучкова, 2006. 186 с.
12. Дзитоев А. М., Ханков С. И. Тепловое подобие космических объектов типовых конфигураций // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 2 (90). С. 130—136.
13. Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Условия теплового подобия космических объектов конической и цилиндрической формы // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 12. С. 179—184.
14. Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Методы аналитического моделирования тепловых режимов космических объектов в околоземном космическом пространстве // Тр. ВКА им. А. Ф. Можайского. 2014. № 1 (642). С. 115—124.
15. Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Аналитическая методика расчета нестационарной температуры сферического космического объекта при его движении по полярной эллиптической орбите // Тр. ВКА им. А. Ф. Можайского. 2014. № 2 (643). С. 98—106.
16. Дзитоев А. М., Ханков С. И. Методика распознавания космических объектов плоской и выпуклой формы по их собственному тепловому излучению в тени Земли // Оптич. журн. 2015. Т. 82, № 4. С. 32—40.
17. Trenberth K. E., Fasullo J. T., Keihl J. Earth's global energy budget // Bull. Amer. Meteor. Soc. 2009. Vol. 90, N 3. P. 311—323.

Сведения об авторах

- Максим Михайлович Пеньков** — д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А. Ф. Можайского, начальник Академии; E-mail: vka@mil.ru
- Азамат Миронович Дзитоев** — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского; начальник лаборатории; E-mail: dzitoi8@gmail.com
- Евгений Владимирович Лаповок** — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского; ст. научный сотрудник; E-mail: leva0007@rambler.ru
- Сергей Иванович Ханков** — д-р техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского; ст. научный сотрудник; E-mail: leva0007@rambler.ru

Рекомендована
ВКА им. А. Ф. Можайского

Поступила в редакцию
04.10.16 г.

Ссылка для цитирования: Пеньков М. М., Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Тепловые режимы космических объектов с высокой термической инерцией // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60, № 3. С. 267—274.

THERMAL MODES OF SPACE OBJECTS WITH HIGH THERMAL INERTIA

M. M. Penkov, A. M. Dzitoev, E. V. Lapovok, S. I. Khankov

*A. F. Mozhaysky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia
E-mail: leva0007@rambler.ru*

A method of calculating the temperature of isothermal space object of spherical shape with high thermal inertia, moving in elliptical orbits in the plane of the terminator, is proposed. A criterion is formulated for a space object to be assigned to the class of objects with large thermal inertia.

For these objects, the characteristic dimensions are introduced that define the total heat capacity and, accordingly, the constant thermal inertia. The possibility of substitution a real elliptic orbit in the mathematical model by equivalent circular orbit is demonstrated. The fact allows to replace the calculations of transient temperatures of heavy space objects with calculation of their steady-state temperatures almost without loss of accuracy. The approximation leads to solution of algebraic equations instead of the differential equation of the model. Thus, accurate enough values of the height of equivalent circular orbit are obtained depending on the height of the apogee of the initial elliptical orbit.

Keywords: space object, irradiation coefficient, thermal balance of object in a near-earth space, thermal radiation of the Earth, thermal inertia of space object

Data on authors

- Maxim M. Penkov** — Dr. Sci., Professor; A. F. Mozhaysky Military Space Academy; Head of the Academy; E-mail: vka@mil.ru

- Azamat M. Dzitoev** — PhD; A. F. Mozhaysky Military Space Academy; Head of Laboratory;
E-mail: dzitoi8@gmail.com
- Evgeny V. Lapovok** — PhD; A. F. Mozhaysky Military Space Academy; Senior Scientist;
E-mail: leva0007@rambler.ru
- Sergey I. Khankov** — Dr. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy; Senior Scientist;
E-mail: leva0007@rambler.ru

For citation: *Penkov M. M., Dzitoev A. M., Lapovok E. V., Khankov S. I.* Thermal modes of space objects with high thermal inertia // Journal of Instrument Engineering. 2017. Vol. 60, N 3. P. 267—274 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-3-267-274