

УДК 629.7.013.3

В. Б. Мазуренко

*Государственное предприятие
«Конструкторское бюро „Южное“ имени М. К. Янгеля»***ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ МЕТОДОМ МОДИФИКАЦИИ КРИТЕРИЯ
ПОЛНОТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОБЪЕМА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ**

Запропоновано критерій для проведення дозування баків нижніх ступенів ракет-носіїв висококиплячими компонентами палива, що дозволяє збільшити кількість заправленого в ракету палива.

Ключові слова: ракета-носіїв, дозування, система контролю заправки.

Предложен критерий для проведения дозирования баков нижних ступеней ракет-носителей высококипящими компонентами топлива, позволяющий увеличить количество заправляемого в ракету топлива.

Ключевые слова: ракета-носитель, дозирование, система контроля заправки.

The criterion for dosing of launch vehicle lower stages tanks with storable propellant that allows to increase the number of propellant loaded to rocket is proposed.

Key words: launch vehicle, dosing, level monitoring system.

Введение. Высокие энергетические характеристики являются основным показателем качества ракет-носителей (РН), а их достижение представляет собой главную цель при разработке космического ракетного комплекса. Важнейшим фактором в процессе достижения высоких энергетических характеристик РН является обеспечение для каждой отдельной ступени ракеты максимально высокого отношения массы топлива, заправляемого в ступень, к «сухой» массе этой ступени. Увеличение количества заправляемого на борт топлива рассматривается в качестве одной из принципиальных составляющих в процессе достижения требуемых энергетических характеристик РН.

Точное значение количества компонентов топлива (КТ), заправляемого в баки ракеты, представляет собой своего рода компромисс между стремлением получить наибольший запас топлива и необходимостью соблюдения условий безопасности и безотказного функционирования систем РН. В формализованном виде этот компромисс выражается в виде соотношения, связывающего количество компонента, объем бака и величину свободного газового объема в баке, и рассматривается как критерий полноты использования объема бака.

В ходе разработки ракетного комплекса последовательно решаются две задачи относительно количества топлива на борту РН. Первая задача решается на этапе проектирования, когда на основе заданных параметров орбит полета и масс полезного груза определяется конструктивная схема РН и количество ступеней. В этот момент производится расчет требуемого запаса топлива, после чего проектируются ступени РН с баками необходимого объема. Вторая задача решается уже после завершения разработки конструкции баков и ступеней РН, когда при проектировании систем дозирования рассчитываются уровни, до которых должна производиться заправка баков компонентами ракетного топлива.

Эти две задачи традиционно рассматриваются как обратные. При расчетах используется один и тот же критерий. Как правило, в баки РН на старте заправляют именно то количество топлива, которое было определено еще на начальной стадии проектирования. Однако, в случае использования высококипящих компо-

нентов топлива, имеется возможность заправлять в баки большее количество топлива. Это может быть достигнуто за счет использования при дозировании баков экспериментальных данных, получаемых в ходе летных испытаний, а также за счет учета условий проведения каждого конкретного пуска РН. Для того, чтобы установить способы увеличения количества заправляемого в баки ступеней РН топлива, реализующих данный подход, в первую очередь необходимо сформулировать критерий полноты использования объема бака в более общем виде, введя в него новые параметры.

В настоящей статье проведен анализ обычного критерия полноты использования объема бака, произведено его обобщение и представлены способы увеличения количества топлива на борту РН, основанные на использовании свойств разработанного критерия.

Необходимо отметить, что в случае использования криогенных компонентов топлива предлагаемый в статье метод не может быть применен. Поэтому в статье во всех случаях речь идет только о высококипящих компонентах.

Расчет объема топливного бака ракеты

Критерий полноты использования объема бака основывается на [1] и [6].

Полный объем бака

$$V^{\sigma} = \frac{M}{\rho(T_3)} + V^H, \quad (1)$$

где V^{σ} – полный объем бака; V^H – свободный газовый объем; M – масса компонента топлива, заправленного в бак; ρ – плотность компонента топлива; T_3 – температура компонента топлива при заправке.

Под полным объемом бака V^{σ} понимается объем, ограниченный внутренними поверхностями конструкции бака, из которого вычтен объем конструктивных элементов V_k , расположенных внутри бака. При этом добавлены: объем расходной магистрали от входа в магистраль до отсечного клапана V_{pm} , приращение объема бака за счет деформаций при его нагрузке во время заправки ΔV_{σ} и изменение объема бака за счет температурного расширения. Фактически, величина V^{σ} является функцией от температуры и выражается формулой

$$V^{\sigma}(T_k) = V^{\sigma}(T_p) \left(1 + 3\alpha(T_k - T_p) \right) - V_k + V_{pm} + \Delta V_{\sigma}, \quad (2)$$

где T_k – фактическая температура конструкции бака; T_p – условное значение, принимаемое в качестве температуры конструкции бака при его расчете; α – коэффициент линейного расширения материала конструкции бака.

С целью упрощения дальнейшего анализа объем бака V^{σ} в последующем принимается как величина постоянная, независимая от температуры, и равная некоторому номинальному объему бака при среднем значении температуры в интервале возможных температур КТ, заправленного в бак. Также не учитывается возможный разброс объема бака после его изготовления.

Свободный газовый объем в верхней части бака V^H , называемый также «свободным объемом», «объемом подушки» или «объемом недолива», включает в себя объем для компенсации температурного расширения КТ при стоянке, погрешность заправки ΔV_3 , а также минимальную подушку, необходимую для нормального функционирования пневмогидравлической системы (ПГС) при запуске двигательной установки (ДУ) ступени V_{min}^H . Отсюда выводится формула для расчета объема бака. При этом, исходя из заданных условий эксплуатации или существующих температурных ограничений на функционирование отдельных систем РН, задается некоторая максимальная возможная температура КТ в баке T_{max} и по требуемому, заранее рассчитанному значению массы КТ, которое должно находиться в баке, определяется необходимый объем бака:

$$V^{\delta} = \frac{M}{\rho(T_{\max})} + V_{\min}'' + \Delta V_3. \quad (3)$$

Рассмотрим теперь обратную задачу о назначении уровней заправки при заданном объеме бака V^{δ} .

Объем недолива в баке

$$V'' = V^{\delta} - \frac{M}{\rho(T_{\text{жс}})}, \quad (4)$$

где $T_{\text{жс}}$ – фактическая среднemasсовая температура жидкого компонента топлива в баке.

Из условий безопасности и безотказной работы ПГС при любой температуре компонента $T_{\text{жс}} < T_{\max}$ должно соблюдаться неравенство:

$$V'' \geq V_{\min}'' + \Delta V_3, \quad (5)$$

которое в предельном случае при $T_{\text{жс}} = T_{\max}$ превращается в равенство (3).

Для соблюдения этого условия программу заправки (зависимость назначаемого уровня заправки от температуры компонента) необходимо выбирать таким образом, чтобы:

$$V_3(T_3) = (V^{\delta} - V_{\min}'' - \Delta V_3) \frac{\rho(T_{\max})}{\rho(T_3)}, \quad (6)$$

где V_3 – назначаемый объем компонента топлива в баке, который должен быть реализован средствами дозирования по окончании заправки при температуре заправляемого компонента T_3 ; T_3 – среднemasсовая температура компонента в баке на момент окончания заправки.

Зависимость (6) представляет собой обычный критерий полноты использования объема бака ракеты.

Данный критерий дает оптимальный результат в случае его применения для ракет, находящихся в заправленном состоянии в стабильных условиях хранения, когда температура окружающей среды постоянно находится в заданных пределах. Тогда подстановка верхнего предела внешних температур в формулу (6) в качестве T_{\max} дает возможность рассчитать программу заправки, реализация которой обеспечивает заправку максимального количества топлива при полном соблюдении условий безопасности и безотказности ПГС.

Иначе обстоит дело при заправке ракеты-носителя, установленной на открытом стартовом столе. В некоторых климатических зонах температура окружающей среды при подготовке к пуску ракеты может находиться в диапазоне от -30 до $+40$ °С. В этом случае значение T_{\max} не может быть выбрано на основе прямого соответствия значению какого-либо известного эксплуатационного параметра. В то же время от выбора T_{\max} в большой степени зависит количество КТ на борту РН. Поэтому на практике температуру T_{\max} назначают на стадии проектирования, а при эксплуатации в случае прогрева температуры КТ до T_{\max} производят отмену пуска РН или же подслив топлива. Очевидно, что подобные эксплуатационные мероприятия приводят к снижению энергетических показателей и могут быть применены только в случае реализации данной конкретной РН «ненапряженных» траекторий выведения. В связи с этим для ракет-носителей более рациональным представляется использование критерия на основе другого параметра, а именно на основе максимальной продолжительности стоянки заправленного изделия в состоянии готовности к пуску. Как известно, для запуска каждой полезной нагрузки выделяется некоторый временной интервал (так называемое «пусковое окно»), продолжительность которого в большинстве случаев является определяющей при

установлении максимальной продолжительности стоянки заправленного изделия в состоянии готовности к пуску. Иногда эта продолжительность задается в технических требованиях на ракетный комплекс и должна быть обеспечена в ходе разработки.

Далее производится выработка критерия полноты использования объема бака на основе максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску.

Изменения температуры КТ в процессе стоянки заправленной РН

Для повышения энергетических характеристик РН в баки заправляют компоненты топлива с максимально низкой (насколько это возможно по технологическим соображениям) температурой, практически всегда более низкой, чем температура окружающей среды. Это означает, что при стоянке заправленной ракеты происходит нагрев топлива.

Для начала необходимо определить закон изменения температуры компонента топлива в баке ракеты в процессе теплообмена с окружающей средой.

Для описания процесса теплопередачи от воздуха к жидкому компоненту топлива, которые разделены стенкой бака, воспользуемся выражением

$$dQ = kS(T_g - T_{жс})d\tau, \quad (7)$$

где k – коэффициент теплопередачи; Q – количество передаваемого тепла; S – площадь, через которую проходит тепловой поток; T_g – средняя температура окружающего воздуха; τ – время.

Общее количество теплоты, поступающей в бак, определяется по формуле

$$Q = \int kS(T_g - T_{жс})d\tau. \quad (8)$$

Далее полагаем, что теплообмен в основном происходит через стенки бака, а значит пренебрегаем процессом теплообмена в районе верхнего и нижнего днища бака, где температура окружающей среды (внутри межбакового пространства или же переходного отсека) отличается от температуры наружного воздуха, и, к тому же, в этих отсеках часто проводится активное термостатирование. Подобное упрощение может иметь место, поскольку у баков нижних ступеней площадь днищ обычно существенно меньше площади обечаек. Таким образом, далее под величиной S понимаем площадь цилиндрической части бака. Важно отметить, что в любом случае параметры теплопередачи должны определяться экспериментальным путем. Полученное в процессе наблюдений значение коэффициента теплопередачи (точнее – закон распределения этого параметра) будет полностью отражать процесс теплообмена, включая и неучтенные в расчетах тепловые потоки.

Прогрев жидкого КТ массы M с удельной теплоемкостью c подчиняется закону

$$Q = cM(T_{жс} - T_3). \quad (9)$$

Приравняв соответствующие части уравнений (8) и (9), получаем соотношение

$$cM(T_{жс} - T_3) = kS \int (T_g - T_{жс})d\tau. \quad (10)$$

Дифференцируя выражение по τ и принимая T_g независимым от времени, после преобразований получаем

$$\frac{cM}{kS} \cdot \frac{d(T_g - T_{жс})}{T_g - T_{жс}} = -d\tau. \quad (11)$$

После интегрирования

$$T_6 - T_{жс} = A_0 e^{-\frac{kS}{cM} \tau} \quad (12)$$

Коэффициент A_0 определяется начальными условиями: при $\tau = 0$ имеем $T_{жс} = T_3$. Отсюда находим итоговое выражение для закона изменения температуры компонента топлива в баке ракеты в процессе теплообмена с окружающим воздухом:

$$T_6 - T_{жс} = (T_6 - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau} \quad (13)$$

Критерий по времени стоянки РН и его свойства

Для формирования критерия полноты использования объема бака в требуемом виде определяем максимальное значение, которое достигает температура компонента топлива в баке за время максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску τ_{\max} . Для этого в (13) подставляем τ_{\max} и получаем значение T_{\max} :

$$T_{\max} = T_6 - (T_6 - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \quad (14)$$

Затем, подставляя полученное значение T_{\max} в формулу (6), получим:

$$V_3(T_3) = (V^6 - V_{\min}'' - \Delta V_3) \frac{\rho \left(T_6 - (T_6 - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \right)}{\rho(T_3)} \quad (15)$$

Данная формула выражает критерий полноты использования объема бака на основе максимальной продолжительности стоянки заправленной РН и, по существу, представляет собой обычный критерий (6), но в более общем виде.

Отметим основные свойства полученного критерия по времени стоянки РН.

1. В (15) вместо максимальной температуры T_{\max} содержатся максимальная продолжительность стоянки τ_{\max} и температура воздуха T_6 . Это позволяет, в случае, если за заданное время τ_{\max} при температуре окружающего воздуха T_6 температура КТ априори не достигает T_{\max} , воспользоваться критерием (15) и заправить в бак большее количество топлива, чем по критерию (6). В качестве T_6 в критерий может быть подставлена некоторая максимальная возможная в условиях эксплуатации РН температура наружного воздуха. Учитывая сезонные температурные отличия, возможно также использование, например, двух различных программ заправки: «летней» и «зимней». Значительно более продуктивным является введение в (15) действительного значения температуры окружающей среды, то есть использование в системе дозирования топливных баков РН информации о текущем значении температуры воздуха. В этом случае назначаемый объем топлива в баке, который должен быть исполнен средствами дозирования по окончании заправки, рассчитывается на основе всего объема фактических данных и в результате достигается максимальный эффект от использования выработанного критерия.

2. При рассмотрении процесса нагрева топлива во время стоянки РН теплообмен представлялся как стационарный процесс передачи тепла через стенки бака. Однако подобная модель является упрощением по сравнению с действительным процессом, поскольку в реальных условиях стоянки РН присутствует движение наружного воздуха под воздействием ветра, имеют место колебания свободной поверхности жидкого топлива внутри бака, возможен нагрев стенок бака от лучевого воздействия солнца и даже изменение условий теплообмена из-за налипания снега на боковые поверхности ракеты. Теоретический учет всех факторов

представляет собой сложную задачу, решением которой может быть только некоторый приближенный результат. Поэтому параметры прогрева должны обязательно определяться или подтверждаться (при наличии теоретической оценки) экспериментальным путем. В любом случае, изменение температуры КТ по экспоненциальному закону является моделью, наиболее приближенной к реальности, а параметр k следует рассматривать как некоторую случайную величину, переменную от одного события к другому. Под «событием» в данном случае понимается единичная стоянка ракеты-носителя от окончания заправки баков до пуска РН (или же до отмены пуска). Закон распределения параметра k отражает все вариации условий теплопередачи. При наблюдениях значение k напрямую определяется по скорости прогрева компонента топлива внутри бака.

3. Для совокупности событий с одним и тем же значением τ_{\max} параметры T_g , T_3 , k являются случайными величинами. Соответственно, случайной величиной является и масса КТ, заправляемого в бак:

$$M = (V^b - V_{\min}^n - \Delta V_3) \cdot \rho \left(T_g - (T_g - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \right). \quad (16)$$

Для этой случайной величины определяются математическое ожидание и дисперсия:

$$[M] = \iiint_{-\infty}^{+\infty} M(T_g, T_3, k) \cdot W_{T_g}(T_g) W_{T_3}(T_3) W_k(k) dT_g dT_3 dk, \quad (17)$$

$$D = \iiint_{-\infty}^{+\infty} (M(T_g, T_3, k) - [M])^2 \cdot W_{T_g}(T_g) W_{T_3}(T_3) W_k(k) dT_g dT_3 dk, \quad (18)$$

где $W_{T_g}(T_g)$, $W_{T_3}(T_3)$, $W_k(k)$ – законы распределения величин T_g , T_3 и k соответственно.

Несмотря на то, что коэффициент теплопередачи k в определенной мере связан с величиной перепада температур $T_g - T_3$, формулы (17) и (18) основываются на гипотезе о независимости всех трех случайных величин и это позволяет использовать данные формулы без проведения объемных экспериментальных исследований.

Величина $W_{T_g}(T_g)$ определяется по данным климатических наблюдений в районе размещения стартового комплекса. Величина $W_k(k)$, как указано выше, должна определяться экспериментальным путем на этапе лётных испытаний или на начальной стадии эксплуатации комплекса. В качестве $W_{T_3}(T_3)$ можно принять, например, равномерный закон распределения в диапазоне температур КТ при заправке.

В связи с тем, что критерий по времени стоянки РН дает определенный разброс массы заправляемого в баки топлива, необходимо учитывать, что его применение возможно только в случаях наличия на борту РН системы управления расходом топлива. В противном случае его применение может привести к снижению энергетических характеристик ракеты.

Пример количественной оценки величины приращения количества топлива в случае применения критерия по времени стоянки РН

Для определения эффекта, возникающего в случае применения разработанного критерия, выполним численную оценку величины приращения массы топлива на примере бака горючего первой ступени РН «Зенит» комплекса «Морской старт». Задача состоит в расчете математического ожидания массы заправляемого по предлагаемому критерию горючего и сравнении его с массой горючего, заправляемого в соответствии с общепринятым критерием. Одновременно необходимо оценить разброс массы заправляемого топлива. Данный пример выбран по причине того, что температура окружающего воздуха в точке старта в любое время года практически постоянна и составляет +28 °С. Учет этого обстоятельства позволяет упростить формулы (17) и (18).

Исходные данные для расчета не являются строгими и сформированы следующим образом. Геометрические характеристики бака и количество топлива в баке горючего первой ступени (Г1) определены по документу [7]. Так как детальная информация о комплексе «Морской старт» и РН «Зенит» в указанном документе не приводится, то значения отдельных параметров, таких как средняя толщина стенки бака $h_{cp} = 10$ мм, диапазон температур горючего при заправке от -25 до -15 °С, приняты по аналогии с известными системами. В качестве T_{max} принимаем 0 °С. Для некоторых параметров проведена косвенная оценка. В частности, объем бака Г1 рассчитан на основе известной массы горючего (88 768 кг) по методике, представленной выше. При этом величина $V_{min}^H + \Delta V_3$ принята в объеме 3 % от полного объема бака. Таким образом, для дальнейших расчетов получено оценочное значение $V^{\sigma} = 112$ м³.

Характеристики КТ принимаются по источникам [2, 5].

Вначале определяем коэффициент теплопередачи k с целью подстановки в (17).

Процесс теплопередачи от воздуха к керосину РГ-1, которым заправляется бак горючего первой ступени РН «Зенит», разделяется на три составляющих процесса:

- процесс теплоотдачи от воздуха к стенке бака;
- процесс передачи тепла через стенку бака за счет теплопроводности материала стенки бака;
- процесс теплоотдачи от стенки бака к керосину.

Используем представленные в [4] данные по коэффициентам удельной теплопроводности алюминия λ и коэффициенту теплоотдачи на границе «воздух – металлическая стенка» при скорости ветра 5 м/с. Воспользуемся представленной в [3] методикой расчета коэффициента теплоотдачи от стенки к жидкости при свободной конвекции.

В результате расчета получаем следующие значения:

- коэффициент теплоотдачи от воздуха к стенке бака $\alpha_1 = 26$;
- коэффициент теплопроводности через стенку бака $\alpha_2 = \frac{\lambda}{h_{cp}} = 2,1 \cdot 10^4$;
- коэффициент теплоотдачи от стенки бака к керосину $\alpha_3 = 89$;
- суммарный коэффициент теплопередачи $k = 20$.

Скорость прогрева горючего по результатам расчета составляет $\sim 1,8$ град./ч. Полученное значение коэффициента теплопередачи следует считать номинальным или средним значением, вокруг которого существует определенный разброс. Как было указано выше, действительное значение (точнее – статистические характеристики) этого коэффициента должно определяться экспериментальным путем. Для целей настоящего анализа принимаем величину k постоянной. Закон распределения температуры КТ при заправке принимаем равномерным в пределах от $T_{3min} = -25^\circ$ до $T_{3max} = -15^\circ$. Тогда математическое ожидание массы заправляемого горючего составляет (для случая применения критерия по времени стоянки РН массу КТ обозначим через M_1 , а массу заправляемого по обычному критерию горючего – через M_0):

$$[M_1] = \int_{T_{3min}}^{T_{3max}} \frac{(V^{\sigma} - V_{min}^H - \Delta V_3) \rho \left(T_3 - (T_3 - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \cdot \tau_{max}} \right)}{T_{3max} - T_{3min}} dT_3. \quad (19)$$

Воспользовавшись формулой линейного выражения для плотности керосина ρ

$$\rho(T_3) = \rho(T_{3min}) + \beta \cdot (T_3 - T_{3min}), \quad (20)$$

получаем, что приращение массы заправляемого горючего в среднем составит:

$$[M_1] - M_0 = (V^b - V_{\min}'' - \Delta V_s) \rho \left(T_s - \left(T_s - \frac{T_{z \max} + T_{z \min}}{2} \right) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \right) - M_0. \quad (21)$$

Для максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску $\tau_{\max} = 2$ часа определяем, что достигаемое в случае использования критерия по времени стоянки среднее приращение массы КТ составит около 1300 кг. Разброс приращения определяется отклонением максимального и минимального значений массы заправляемого КТ от математического ожидания. В данном случае:

$$[M_1] - M_0 = 1300 \pm 360 \text{ кг.}$$

Максимальное приращение реализуется при $T_{z \min}$, а минимальный прирост массы имеем при $T_{z \max}$.

Выводы

1. Показано, что в случае использования высококипящих КТ существует возможность повышения энергетических характеристик РН путем увеличения массы заправляемого на борт ракеты топлива. Данное увеличение становится возможным за счет использования при назначении дозы заправки информации о температуре наружного воздуха и статистических данных о параметрах процесса теплопередачи от наружного воздуха к жидкому КТ через стенки бака.

2. Предложен критерий полноты использования объема бака на основе максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску, при реализации которого увеличивается количество заправляемого топлива, и таким образом повышаются энергетические характеристики ракеты-носителя. Критерий сформулирован в виде формулы для расчета программы заправки баков РН.

3. Проведен оценочный расчет на примере бака горючего первой ступени РН «Зенит» комплекса «Морской старт». Результаты расчета показывают, что в случае, если максимальная продолжительность стоянки заправленной ракеты-носителя в состоянии готовности к пуску составляет 2 часа, то применение предложенного критерия позволяет увеличить массу горючего в баке в среднем на 1300 кг или более чем на 1,4 %. При этом разброс массы горючего, заправленного в бак, составит ± 360 кг или $\pm 0,4$ % от номинального значения.

Библиографические ссылки

1. **Беляев Н. М.** Расчет пневмогидравлических систем ракет / Н. М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1983. – 219 с.
2. **Зрелов В. Н.** Жидкие ракетные топлива / В. Н. Зрелов, Е. П. Серегин. – М. : Химия, 1975. – 320 с.
3. **Кутателадзе С. С.** Основы теории теплообмена / С. С. Кутателадзе. – Изд. 5-е, перераб. и доп. – М. : Атомиздат, 1979. – 416 с.
4. **Кухлинг Х.** Справочник по физике : пер. с нем. / Х. Кухлинг. – 2-е изд. – М. : Мир, 1985. – 520 с.
5. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив : справочник / Н. Ф. Дубовкин, В. Г. Маланичева, Ю. П. Массур, Е. П. Федоров. – М. : Химия, 1985. – 240 с.
6. **Челомей В. Н.** Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / В. Н. Челомей. – М. : Машиностроение, 1978. – 240 с.
7. Sea Launch Company, LLC. User's Guide, Revision C. 2003. D688-10009-1.

Надійшла до редколегії 16.10.2013.