

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ ПОТЕРЬ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ-ЗА РАЗРЫВА КОНТУРА СОПЛОВОГО БЛОКА

Ю. С. Соломонов¹, Ю. М. Милёхин², А. Н. Ключников², Г. В. Бурский²,
В. С. Попов²

¹Московский институт теплотехники, 127273 Москва

²Федеральный центр двойных технологий «Союз», 140090 Дзержинский, Fcdt@monnet.ru

Разработан методический подход к оценке потерь удельного импульса ракетного двигателя из-за разрыва контура сверхзвуковой части соплового блока, основанный на расчете параметров неизоэнтропического потока продуктов сгорания. Рост энтропии является следствием отклонения потока и возникновения косых скачков уплотнения в зоне стыка контура. Величина потерь определяется затратами энергии на возрастание энтропии при прохождении потока через скачок и находится с использованием уравнения ударной адиабаты Гюгонио. Проведен расчет потерь удельного импульса при варьировании параметров разрыва контура сопла гипотетического ракетного двигателя на твердом топливе.

Ключевые слова: раздвижной сопловой блок, разрыв контура, скачки уплотнения, потери удельного импульса тяги.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема реализации химической энергии топлив в ракетных двигателях относится к числу приоритетных задач.

Одним из радикальных путей повышения эффективности использования топлив является повышение степени расширения сопел ракетных двигателей, которое в ряде случаев требует применения таких конструктивных решений, как раздвижные сопловые блоки (СБ), что приводит к возникновению потерь удельного импульса из-за разрыва контура СБ. Расчетное определение этого вида потерь, вычисление параметров потока на скачках разрыва представляют значительные сложности из-за необходимости моделирования разрывных течений посредством метода характеристик «со сложной логической структурой, имеющего более высокий порядок точности» [1, 2].

В сверхзвуковом потоке в раструбе СБ скачки уплотнения возникают в зоне отрыва потока из-за перерасширения, а также перед препятствиями, на которые набегающий поток. В частности, скачки могут возникать в зоне разрыва контура СБ из-за повышения давления в зазоре за счет торможения потока и формирования условий отрыва основного потока, из-за изменения площади поперечного сечения газодинамического тракта в зоне соединения. При определенных условиях движения конденсиро-

ванной фазы возможно ее осаждение в зазоре при натекании на торцевую кромку насадка с последующим ее вытеканием в основной поток. Из газодинамики сверхзвуковых потоков известно, что скачки уплотнения всегда возникают при искажении контура СБ, что приводит к изменению направления движения потока на определенный угол с преломлением линии тока [3–5].

Возникновение скачков уплотнения (в нашем случае косых) в изоэнтропическом адиабатическом термодинамически равновесном потоке [6], а также в установившемся одномерном потоке замороженных продуктов сгорания в СБ [3, 4, 7] приводит к его неизоэнтропичности. В результате в теплоизолированном потоке возникают тепловые потери из-за возрастания энтропии на скачке, сопровождаемые изменением параметров потока за скачком в соответствии с условиями на разрыве [3, 4]. Ускорение потока после скачка происходит также по законам изоэнтропического течения, но при возросшей энтропии. Вследствие преобразования части кинетической энергии движения продуктов сгорания в тепловую, скорость истечения продуктов сгорания на срезе СБ падает, а потери удельного импульса увеличиваются. Уровень потерь зависит от числа Маха потока (определяется сечением разрыва контура) и угла отклонения потока (для косых скачков уплотнения).

В настоящей работе выполнен расчет потерь удельного импульса, обусловленных разрывом контура сопла гипотетического ракетного двигателя на твердом топливе в зависимости от расположения сечения разрыва $D_1 = d_1/d_{cr}$ (т. е. числа Маха) и степени расширения сопла $D_3 = d_3/d_{cr}$ при различных углах отклонения потока $0 < \delta \leq \theta$ (θ — угол контура СБ в сечении разрыва, для оценок принят в качестве максимального угла искажения контура и отклонения потока).

МЕТОДИКА РАСЧЕТА

Для определения параметров набегающего потока перед скачком и параметров потока после сжатия за скачком уплотнения использовали соотношения стационарной теории ударных волн, изложенной в работах [3–5]. Для оценки потерь скорости течения продуктов сгорания по СБ (удельного импульса) при наличии скачка уплотнения наряду с газодинамическими соотношениями для ударной адиабаты, полученными из законов сохранения массы, импульса и энергии, рассматривали термодинамические функции газовой динамики для внутренней энергии E и энтальпии i , включающие энтропию потока S .

Вначале определяли величину энергии, необратимо переходящей в тепловую энергию, потраченную на возрастание энтропии при прохождении через скачок. В дальнейшем рассматривали не только процесс уплотнения продуктов сгорания волной сжатия, но и учитывали процесс расширения этой сжатой среды до начального состояния и последующего расширения до среза СБ. Затем сравнивали параметры течения со скачком с аналогичными параметрами чисто изоэнтروпического процесса течения по соплу при изменении давления. Для обозначения параметров использовали следующие индексы: 1 — для сечения разрыва контура и параметров перед ударным скачком, 2 — для параметров за скачком, 3 — для выходного сечения СБ, 4 — для наружной среды. Штрихом обозначены параметры в процессах с измененной энтропией S' .

При изоэнтропическом процессе теплосодержание за скачком равно $i_2 = i_1 + \int_1^2 \frac{dp}{\rho}$, при ударном адиабатическом процессе — $i'_2 = i_1 +$

$\int_1^2 \left(\frac{dp}{\rho} + TdS \right)$. Величина $\int_1^2 TdS = Q'$ определяет энергию среды, потраченную на необратимое возрастание энтропии, т. е. на добавочное по сравнению с изоэнтропическим процессом тепло:

$$Q' = \int_1^2 TdS = i'_2 - i_1 - \int_1^2 \frac{dp}{\rho}.$$

Используя энергетическое соотношение на ударной адиабате Гюгонио

$$i'_2 - i_1 = \frac{p_2 - p_1}{2}(V_2 + V_1),$$

получаем

$$Q' = \int_1^2 TdS = \frac{p_2 - p_1}{2}(V_1 + V_2) - \int_1^2 \frac{dp}{\rho},$$

где V — удельный объем газов, ρ — плотность.

Далее проводилось преобразование уравнений с целью получения разности скоростей на выходе из СБ для изоэнтропического потока и потока с наличием скачка уплотнения.

Для изоэнтропического потока уравнение энергии, означающее равенство теплосодержаний потока в районе стыка насадка и на срезе сопла, имеет вид

$$i_1 + \frac{u_1^2}{2} = i_3 + \frac{u_3^2}{2}.$$

Энтальпию определяли по формуле, в которой учитывается работа на расширение газа:

$$i_3 = i_1 + \int_1^3 V dp.$$

Окончательно закон сохранения теплосодержания изоэнтропического потока принимает следующий вид:

$$i_1 + \int_1^3 V dp + \frac{u_3^2}{2} = i_1 + \frac{u_1^2}{2},$$

$$\frac{u_3^2}{2} = \frac{u_1^2}{2} - \int_1^3 V dp,$$

$$I_{уд} = u_3 + \frac{F_3}{\dot{m}}(p_3 - p_4),$$

где \dot{m} — расход продуктов сгорания.

Для неизоэнтропического потока уравнение энергии записывается в виде

$$i_1 + \frac{u_1^2}{2} = i_1 + \int_1^2 T ds + \int_1^2 V dp + \int_2^3 V' dp + \frac{(u_3')^2}{2},$$

$$\frac{(u_3')^2}{2} = \frac{u_1^2}{2} - \int_1^2 T ds - \int_1^2 V dp - \int_2^3 V' dp,$$

$$I'_{уд} = u_3' + \frac{F_3}{\dot{m}}(p_3' - p_4).$$

Разность квадратов скоростей на выходе из СБ находили по соотношению

$$\frac{u_3^2}{2} - \frac{(u_3')^2}{2} = - \int_1^3 V dp + \int_1^2 T ds + \int_1^2 V' dp +$$

$$+ \int_2^3 V' dp = \frac{p_2 - p_1}{2}(V_1 + V_2) - \int_1^3 V dp + \int_2^3 V' dp.$$

Потери удельного импульса при условии $p_3 = p_3' = p_4$ определяли по формуле

$$\Delta I_{уд} = \frac{I_{уд} - I'_{уд}}{I_{уд}} = \frac{u_3 - u_3'}{u_3}.$$

Интегралы, определяющие работу на расширение газов, находили из соотношения [1, 3]

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} = \frac{2}{k-1} \int_1^2 c dc = \frac{2}{k-1} \frac{c^2}{2} \Big|_1^2 =$$

$$= \frac{k}{k-1} \left(\frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1} \right),$$

где c — скорость звука, k — показатель адиабаты.

Параметры и состав смеси газов в камере сгорания определяли по программе термодинамических расчетов [6], состав продуктов сгорания при течении по СБ предполагали замороженным. Для определения газодинамических параметров в критическом сечении и на

срезе СБ, а также в сечении разрыва контура на скачке уплотнения использовали газодинамические таблицы [7, 8]. Также предполагали, что относительные потери удельного импульса на скачках уплотнения химически равновесного и замороженного потоков продуктов сгорания по СБ равны.

Для варианта с сохранением степени расширения СБ (площадь выходного сечения сопла $F_3 = \text{const}$) из условия $\dot{m} = \text{const}$ следует

$$(\rho u)_3 = (\rho u)_3'$$

или, поскольку $u_3' = u_3 / (1 + \Delta u_3 / u_3)$,

$$\rho_3' = \rho_3 \left(1 + \frac{\Delta u_3}{u_3} \right),$$

где $\Delta u_3 = u_3 - u_3'$.

Давление на срезе СБ определяли из условия изоэнтропичности потока после скачка:

$$\frac{p_2}{\rho_2^k} = \frac{p_3'}{\rho_3'^k (1 + \Delta u_3 / u_3)^k},$$

где разность скоростей Δu_3 на выходе из СБ получали из решения уравнения

$$\frac{1}{2} \Delta u_3 (2u_3 - \Delta u_3) =$$

$$= \frac{p_2 - p_1}{2} \left(\frac{1}{\rho_2} + \frac{1}{\rho_1} \right) - \frac{k}{k-1} \left(\frac{p_3}{\rho_3} - \frac{p_1}{\rho_1} \right) +$$

$$+ \frac{k}{k-1} \left[\frac{p_2}{\rho_2^k} \rho_3^{k-1} \left(1 + \frac{\Delta u_3}{u_3} \right)^{k-1} - \frac{p_2}{\rho_2} \right]$$

методом последовательных приближений с использованием стандартных программ или приближенно-графическим методом.

Зная u_3' , потери удельного импульса тяги при $F_3 = \text{const}$ и отличающихся давлениях на срезе сопла ($p_3 \neq p_3'$) определяли по формуле

$$\Delta I_{уд} = \frac{I_{уд} - I'_{уд}}{I_{уд}} = 1 - \frac{u_3' (1 + p_3' / \rho_3' (u_3')^2)}{u_3 (1 + p_3 / \rho_3 u_3^2)}.$$

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

Основные исходные данные по характеристикам гипотетического ракетного двигателя приведены в табл. 1, а параметры потока продуктов сгорания гипотетического твердого ракетного топлива — в табл. 2.

Таблица 1

Исходные данные для расчета

Характеристика	Значение характеристики			
Давление в камере p , МПа	6			
Степень расширения СБ в районе разрыва контура D_1	3.0	4.0	5.0	5.0
Степень расширения СБ (общая) D_3	6.5	6.5	6.5	7.5
Давление на срезе СБ* p_3 , МПа	0.0126	0.0126	0.0126	0.00894
Угол отклонения потока при скачке** δ , град	10	10	$0 \leq \delta \leq 20$	10
Температура продуктов сгорания в камере T , К	3 800			
Газовая постоянная R , Дж/(кг · К)	280			
Показатель адиабаты k	1.18			

Примечания. *Для изоэнтропического течения и замороженных продуктов сгорания. **В расчетах для угла отклонения δ приняты максимальное (20°) и среднее (10°) значения углов θ контура применяемых СБ [2, 4].

Таблица 2

Параметры потока в сечении разрыва контура при различных значениях D_1

Параметр	Значение параметра при D_1		
	3.0	4.0	5.0
Число Маха M	<u>3.155</u> 2.852	<u>3.53</u> 3.12	<u>3.815</u> 3.387
Статическое давление в потоке p , МПа	<u>0.0905</u> 0.174	<u>0.043</u> 0.091	<u>0.0248</u> 0.0536
Плотность продуктов сгорания ρ , кг/м ³	<u>0.1561</u> 0.2697	<u>0.0836</u> 0.1541	<u>0.052</u> 0.099
Статическая температура продуктов сгорания T , К	<u>2015</u> 2239	<u>1801</u> 2033	<u>1654</u> 1877

Примечание. Над чертой — значения параметров перед скачком, под чертой — за скачком.

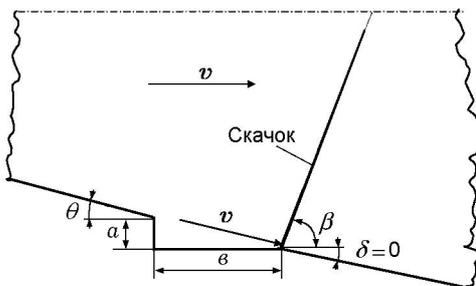


Рис. 1. Схема течения в зоне разрыва контура СБ

Схема контура СБ в области узла раздвижки с выемкой в контуре показана на рис. 1. Исходя из гипотезы радиального течения при ускорении потока по СБ, согласно которой линии тока максимально отклоняются на поверхности контура ($\delta = \theta = 20^\circ$) и не отклоняются на его оси, интенсивность скачка уплотнения при приближении к осевой линии уменьшается до нуля. Потери удельного импульса, полученные с использованием параметров разрывного течения непосредственно в области выемки контура СБ, будут максимальными, а на оси сопла — равными нулю.

Для реальных конструкций следует находить среднеинтегральное значение потерь с учетом их зависимости от угла δ . В статье рас-

Таблица 3

Параметры потока на срезе СБ при $\delta = 10^\circ$

Параметр	Значение параметра					
	$D_3 = 6.5$				$D_3 = 7.5$	
	без разрыва	$D_1 = 3$	$D_1 = 4$	$D_1 = 5, \delta = 10^\circ$	без разрыва	$D_1 = 5$
Давление p_3 , МПа	0.0126	<u>0.0126</u> 0.01263	<u>0.0126</u> 0.01265	<u>0.0126</u> 0.0128	0.00894	<u>0.00894</u> 0.009067
Плотность потока ρ_3 , кг/см ³	0.00293	<u>0.0292</u> 0.02933	<u>0.0291</u> 0.02939	<u>0.029</u> 0.02941	0.0219	<u>0.0217</u> 0.02196
Скорость потока u_3 , м/с	2 937	<u>2 934</u> 2 934	<u>2 928.3</u> 2 927.5	<u>2 927.4</u> 2 925.9	2 983	<u>2 975</u> 2 972.9
Потери скорости Δu_3 , м/с	0	<u>3.0</u> 3.0	<u>8.7</u> 9.5	<u>9.6</u> 11.1	0	<u>8.0</u> 10.1
Потери удельного импульса тяги $\Delta I_{уд}$, %	0	<u>0.1</u> 0.1	<u>0.296</u> 0.29	<u>0.33</u> 0.30	0	<u>0.27</u> 0.26

Примечание. Над чертой — значения параметров при $p_3 = p'_3 = p_4$, под чертой — при $F_3 = \text{const}$, $p_4 = 0$.

четыре выполнены для среднего угла отклонения потока $\delta = \theta/2 = 10^\circ$. Соответствующие результаты расчета приведены в табл. 3.

Зависимость максимальных потерь удельного импульса $\Delta I_{уд}$ от угла искажения контура СБ в диапазоне $0 < \delta \leq 20^\circ$ при $D_1 = 5$, $D_3 = 6.5$ и $p_3 = p'_3 = p_4$ приведена на рис. 2.

Зависимости потерь удельного импульса от степени расширения СБ в сечении разрыва D_1 при $D_3 = 6.5$ и от степени расширения D_3 при $D_1 = 5.0$ приведены на рис. 3, 4 соответственно ($\delta = 10^\circ$, $p_3 = p'_3 = p_4$).

Из анализа результатов расчетов следу-

ет, что предложенный методический подход к определению параметров изоэнтропического и неизоэнтропического течения по соплу со скачками уплотнения позволяет количественно оценить влияние затрат энергии, обусловленных увеличением энтропии, на потери удельного импульса ракетного двигателя. В результате возникновения скачка уплотнения потери удельного импульса возрастают от 0 до 2.3 % при увеличении δ от 0 до 20° . При фиксированном угле δ потери удельного импульса зависят от места расположения разрыва контура. При $\delta = 10^\circ$ потери при возрастании D_1 от 3.0 до

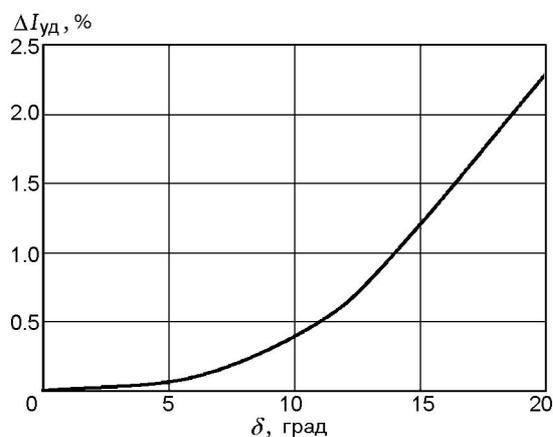


Рис. 2. Зависимость максимальных потерь удельного импульса от угла искажения контура СБ в сечении разрыва ($p_3 = p'_3 = p_4$)

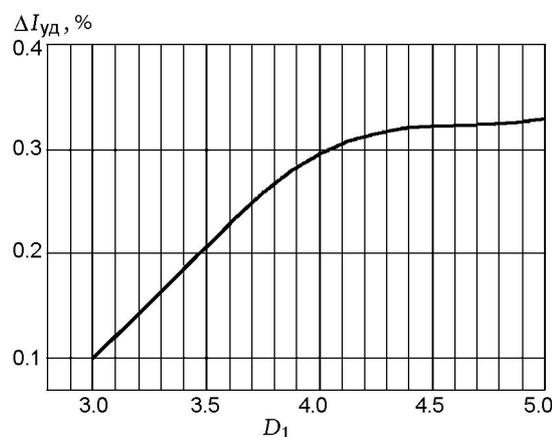


Рис. 3. Зависимость потерь удельного импульса от степени расширения СБ в сечении разрыва ($\delta = 10^\circ$, $D_3 = 6.5$, $p_3 = p'_3 = p_4$)

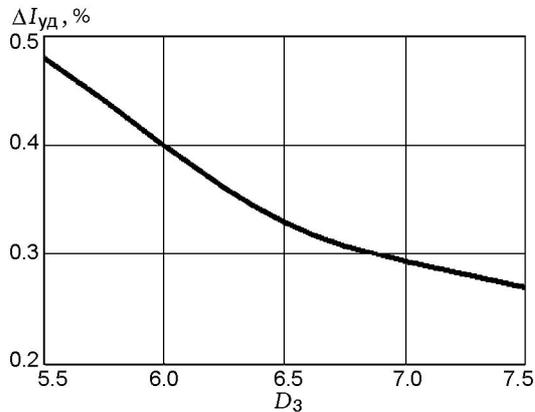


Рис. 4. Зависимость потерь удельного импульса от степени расширения СБ ($\delta = 10^\circ$, $D_1 = 5.0$, $p_3 = p'_3 = p_4$)

5.0 увеличиваются от 0.10 до 0.33 %, а при росте D_3 в диапазоне $6.5 \div 7.5$ уменьшаются от 0.33 до 0.26 %. От внешних условий (p_4) величина относительных потерь зависит слабо.

Закономерны следующие соотношения между параметрами на срезе СБ:

при $p_3 = p'_3 = p_4$:

- $\rho_3 > \rho'_3$ в силу выполнения условия $p'_3/(\rho'_3)^k > p_3/\rho_3^k$,
- $F'_3 > F_3$, что следует из условия сохранения расхода при меньших плотности и скорости потока для неизоэнтропического течения по сравнению с изоэнтропическим $\dot{m} = (F\rho u)_3 = (F\rho u)'_3 = \text{const}$,
- потери удельного импульса тяги равны потерям скорости истечения продуктов сгорания;

при $F_3 = \text{const}$, $p_4 = 0$:

- $p'_3 > p_3$, так как $\rho'_3 > \rho_3$,
- потери скорости истечения увеличены из-за недорасширения потока, однако потери удельного импульса за счет влияния статической добавки практически сохраняются.

В данном методическом подходе не учитывается затухание интенсивности скачка давления при удалении от поверхности стенки сопла, что приводит к некоторому завышению потерь скорости потока (удельного импульса). В то же время допущение об изоэнтропическом характере течения продуктов сгорания после скачка уплотнения занижает величину потерь из-за разрыва контура сопла.

В целом же рассчитанные значения потерь удельного импульса являются верхней оценкой по сравнению с данными численных расчетов,

полученных на основе решения газодинамической системы уравнений разностными методами [9, 10]. В разностных методах за счет введения «искусственной вязкости» [1] поверхности разрыва на скачках преобразуются в узкие области с большими градиентами, при сквозном расчете параметров в которых неизоэнтропичность потока и, соответственно, потери импульса снижаются.

Предложенный методический подход может быть использован для оценки фактических дополнительных потерь удельного импульса ракетного двигателя при известном реальном искажении контура СБ в районе его разрыва.

Для формы разрыва контура СБ с геометрическими размерами, отвечающими зависимости $b/a = \text{tg } \theta$ (см. рис. 1), методический подход может использоваться без ограничений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

- Разработан методический подход к оценке потерь удельного импульса ракетного двигателя из-за разрыва контура сверхзвуковой части соплового блока, основанный на расчете параметров неизоэнтропического потока продуктов сгорания. Рост энтропии является следствием отклонения потока и возникновения косых скачков уплотнения в зоне стыка контура. Величина потерь определяется затратами энергии на возрастание энтропии при прохождении потока через скачок.

- Потери удельного импульса ракетного двигателя из-за разрыва контура сопла зависят:

- от характера искажения контура (определяется величиной угла отклонения потока; при росте угла от 0 до 20° потери увеличиваются в диапазоне $0 \div 2.3$ %);

- от места разрыва контура (при угле 10° и степени расширения сопла 6.5 потери увеличиваются в интервале $0.10 \div 0.33$ % при росте степени расширения в сечении разрыва от 3 до 5);

- от степени расширения сопла (потери уменьшаются от 0.33 до 0.26 % при увеличении степени расширения сопла в диапазоне $6.5 \div 7.5$ при степени расширения в сечении разрыва 5).

ЛИТЕРАТУРА

1. **Теоретические** основы и конструирование численных алгоритмов задач математической физики / под ред. К. И. Бабенко. — М.: Наука, 1979.

2. **Пирумов У. Г., Росляков Г. С.** Течения газа в соплах. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1978.
3. **Абрамович Г. Н.** Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1969.
4. **Шишков А. А., Панин С. Д., Румянцев Б. В.** Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. Справочник. — М.: Машиностроение, 1989.
5. **Станюкович К. Н.** Неустановившиеся движения сплошной среды. — М.: Наука, 1971.
6. **Термодинамические** и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник: в 10 т. / под ред. В. П. Глушко. — М.: ВИНТИ, 1971–1980.
7. **Таблицы** газодинамических функций / под ред. Г. С. Рослякова. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1965.
8. **Бернадинер М. Г., Бурлакова В. В., Васильева Л. А., Голицын А. А., Тарасова Т. А.** Таблицы газодинамических функций, параметров Прандтля — Майера и потока за скачками уплотнения. — М., 1968.
9. **Рычков А. Д.** Математическое моделирование газодинамических процессов в каналах и соплах. — Новосибирск: Наука, 1988.
10. **Васенин И. М., Архипов В. А., Бутов В. Г., Глазунов А. А., Трофимов В. Ф.** Газовая динамика двухфазных течений в соплах. — Томск: Изд-во Том. ун-та, 1986.

Поступила в редакцию 23/X 2009 г.
