

УДК: 629.7.036.22

Испытания ПВРД твёрдого топлива с измерением тяговых характеристик в аэродинамических установках

Д.А. Внучков¹, В.И. Звезгинцев¹, Д.Г. Наливайченко¹, В.И. Смоляга²,
А.В. Степанов²

¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²АО «НПО «СПЛАВ», Тула

E-mail: vnuchkov@itam.nsc.ru

Разработана схема и конструкция осесимметричного прямоточного двигателя твердого топлива, который состоит из поликлинового лобового воздухозаборника, газогенератора твердого топлива, камеры сгорания и сопла. В соответствии с разработанной схемой изготовлена модель двигателя для испытаний с внешним обдувом в наземных аэродинамических установках. Эксперименты с внешним обдувом модели и с горением в ней твердого топлива проводились в аэродинамических установках «Транзит-М» и Т-313 (ИТПМ СО РАН) при числах Маха воздушного потока $M = 2,5-5$. Получены высокие значения величины внутренней и суммарной избыточной тяги.

Ключевые слова: прямоточный воздушно-реактивный двигатель, поликлиновый воздухозаборник, горение твердого топлива, аэродинамическая установка, внутренняя тяга, избыточная тяга.

Введение

Ключевым направлением решения проблемы повышения дальности и скорости полета ракет с внутритриатмосферной зоной эксплуатации является применение прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). В ПВРД максимально используется атмосферный воздух в качестве «внебортового» окислителя, который участвует в создании тяги и обеспечивает высокую экономическую эффективность двигателя [1]. Поисковые исследования прямоточных двигателей проводятся во многих странах [2–4]. Особый интерес вызывает создание ПВРД на твердом топливе (ПВРД ТТ). Фундаментальные научные исследования в области аэрогазотермодинамики ПВРД, включая исследование проблем воздухозаборных устройств, горения в камерах сгорания и аэродинамических испытаний в наземных установках, проводятся в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН более пятидесяти лет [5–9]. В работе [10] приводились результаты испытаний универсальной модели ПВРД, предназначенной для проведения испытаний с топливами различного агрегатного состояния, в условиях внешнего обдува сверхзвуковым потоком воздуха с числом Маха $M = 2,5$. Для отработки методики испытаний в качестве топлива первоначально использовался газообразный водород. В опытах были

получены тяговые характеристики модели двигателя, распределение давлений и тепловых потоков в камере сгорания. Однако внутренняя тяга из-за повышенного сопротивления модели и поддерживающих устройств не превышала общее сопротивление.

Цель настоящей работы заключается в испытании модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя в условиях обдува сверхзвуковым потоком воздуха с горением твердого топлива и с измерением тяговых характеристик.

Описание модели и условия испытаний

Схема модели ПВРД ТТ с обозначением основных узлов и габаритных размеров показана на рис. 1. Модель состоит из воздухозаборника, камеры сгорания, сопла, узлов подачи и воспламенения горючего, поддерживающей и измерительных систем. Поликлиновый воздухозаборник 1 имеет восемь проточных каналов. Методика проектирования и подробное описание поликлиновых воздухозаборников были приведены в работах [11, 12]. Диаметр входа воздухозаборника по кольцевой обечайке $d = 0,08$ м, лобовая площадь, на которую нормирован коэффициент расхода, составляет $F_0 = 0,005026$ м². Расчетное число Маха, при котором скачок уплотнения теоретически должен лежать в плоскости передних кромок каждого сектора образующих V-образных крыльев, равно $M_p = 2,5$. Цилиндрическая обечайка 2, образующая камеру сгорания диаметром 116 мм, закреплена с одной стороны на клиньях сжатия центрального тела воздухозаборного устройства, а с другой стороны — на пилоне 3. В пилоне имеются отверстия подачи водорода 4, кислорода 5 и высоковольтного кабеля 6 для воспламенения. Цилиндр с резьбовой частью 7 предназначен для крепления критического сечения сопла (в настоящей работе сопло не использовалось). По оси камеры сгорания модели расположен газогенератор 10 с внешним диаметром 50 мм. Внутри газогенератора размещаются шашки твердого топлива диаметром 40 мм длиной по 50 мм. В качестве твердого топлива 9 использовался полипропилен (nC_3H_6). В каждой шашке имеется 19 продольных отверстий диаметром 3 мм. После поступления кислородно-водородной смеси из подводящих трубок 4 и 5 происходит воспламенение этой смеси. Смесь сгорает в камере сгорания газогенератора 8, а продукты разложения полипропилена из газогенератора подаются через продольные отверстия в рециркуляционные зоны за уступами клиновидного центрального тела камеры сгорания модели 11. Здесь происходит их смешение с набегающим потоком воздуха и дожигание по длине камеры сгорания. Модель ПВРД устанавливалась в рабочей части трубы на специальном силоизмерительном пилоне 12 через

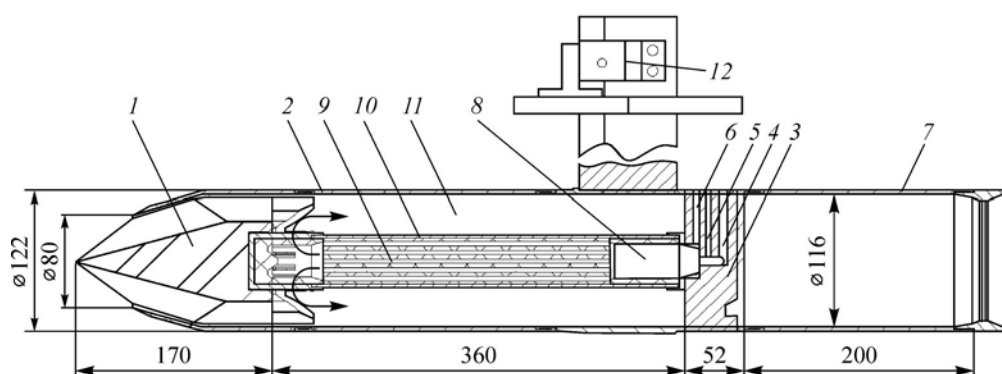


Рис. 1. Схема осесимметричной модели ПВРД ТТ.

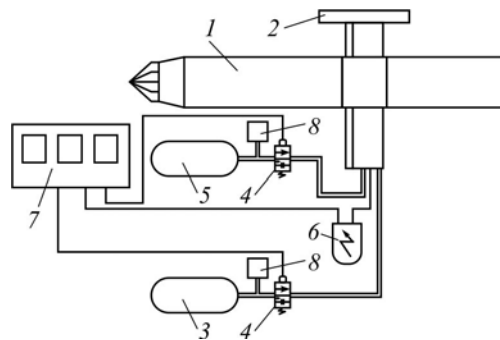
- 1 — поликлиновый воздухозаборник, 2 — цилиндрическая обечайка, 3 — пилон,
 4 — трубка подачи водорода для пилотного пламени, 5 — трубка подачи кислорода,
 6 — высоковольтный кабель, 7 — камера дожигания, 8 — камера сгорания газогенератора,
 9 — твердое топливо, 10 — газогенератор, 11 — камера сгорания модели, 12 — силоизмерительный пилон.

два тензодатчика консольного типа ВСL-200 (СAS) с пределом измерений от 0 до 2000 Н. Калибровки используемых тензочувствительных элементов проводились до и после выполнения экспериментов с точностью 1 % от номинала. Сумма показаний тензоэлементов дает общую силу, действующую по оси испытываемой модели. Силоизмерительный пилон был закрыт специальным обтекателем, поэтому аэродинамические силы на пилон практически не действовали. Для синхронизации различных событий в эксперименте использовался 6-канальный блок синхронизации, который позволяет по каждому из каналов включать и выключать подачу электропитания на различные устройства в заданные моменты времени. Цифровое реле времени, используемое в блоке синхронизации, обеспечивает выбор моментов срабатывания в диапазоне от 0,0001 с до 999 с через 0,0001 с.

Для проведения экспериментов с горением ТТ в условиях аэродинамической трубы была собрана система воспламенения ТТ в газогенераторе, схема которой показана на рис. 2. Перед началом эксперимента на блоке синхронизации 7 выставляется время включения и длительность работы электромагнитных клапанов 4 и катушки зажигания 6. При включении аэродинамической трубы создается воздушный поток, набегающий на модель. Начинает функционировать воздухозаборное устройство, и воздух через кольцевой зазор между центральным телом и обечайкой поступает в камеру сгорания. Далее запускается блок синхронизации, который в определенный момент открывает клапан подачи кислорода из баллона 5 объемом 8 дм³ в камеру сгорания газогенератора. Одновременно включается клапан подачи водорода из баллона 3 объемом 6 дм³. Затем с небольшой задержкой включается питание катушки зажигания 6, работающей с частотой 500 Гц. Питание на катушку подается в течение 200 мс. Таким образом, обедненная водородно-кислородная смесь ($\alpha = 5,6$) попадает в камеру сгорания газогенератора и подаваемый водород полностью сгорает. Высокотемпературный газовый поток, состоящий из кислорода и паров воды, проходит через каналы в твердом топливе, образуя поток продуктов сгорания оставшегося избыточного кислорода и полипропилена. Этот высокотемпературный поток ($T \sim 1500$ К) вызывает разложение полипропилена, далее высокотемпературный поток продуктов разложения поступает в камеру сгорания ПВРД, где вступает в реакцию с потоком холодного воздуха из воздухозаборника. Продольные клинья воздухозаборного устройства обеспечивают равномерное перемешивание воздушного потока с топливной смесью. По длине камеры сгорания происходит догорание топливно-воздушной смеси. При истечении потока через критическое сечение и кольцевое сопло образуется тяга модели двигателя, которая измеряется силоизмерительным устройством. Через 1–2 с подача кислорода в газогенератор выключается и горение в камере сгорания двигателя прекращается.

В процессе эксперимента непрерывно измерялись давления подачи водорода и кислорода, по которым определялись текущие расходы водорода (во всех экспериментах расход составил менее 1 г/с) и кислорода (во всех экспериментах расход составил менее 45 г/с), подаваемых в камеру сгорания газогенератора. Кроме того, измерялись давление в камере сгорания модели и осевая аэродинамическая сила, действующая на испытываемую модель. После эксперимента при помощи взвешивания определялся расход твердого топлива за время работы газогенератора. Расход твердого топлива в экспериментах составлял 45–50 г/с.

Рис. 2. Схема воспламенения ТТ в газогенераторе модели ПВРД.
1 — модель ПВРД, 2 — тензочувствительные элементы,
3 — баллон водорода для инициации горения,
4 — электромагнитный клапан,
5 — баллон кислорода для инициации горения,
6 — катушка зажигания, 7 — блок синхронизации,
8 — датчик давления.



Экспериментальные результаты в аэродинамической установке «Транзит М»

В аэродинамической трубе Транзит-М были проведены предварительные испытания модели ПВРД ТТ по методике полусвободной струи (semi-free jet [13]) с целью отладки их технологии с горением твердого топлива. Для увеличения продолжительности рабочего режима основные сопла установки Транзит-М диаметром 300 мм были заменены профилированными соплами установки МАУ [14] диаметром 100 мм. Это позволило увеличить продолжительность истечения рабочего газа почти до 1 секунды. Однако, как выяснилось, продолжительность рабочего режима установки в проведенных опытах ограничивалась быстрым заполнением вакуумной емкости. Повышение в ней давления изменяло параметры потока, обтекающего испытываемую модель, поэтому было принято, что рабочий режим продолжается не более 0,6–0,7 с.

На рис. 3 показано изменение коэффициента осевой силы, действующей на модель ПВРД с горением и без горения твердого топлива при числе Маха набегающего потока $M = 2,17$. Из графика видно, что коэффициент сопротивления модели без горения на рабочем режиме равен $C_X = 0,23$, а при горении твердого топлива появляется положительная тяга и коэффициент осевой силы становится равным $C_R = 0,57$.

На рис. 4 представлены значения аэродинамического коэффициента осевой силы при различных числах Маха (от $M = 2,17$ до $M = 4,99$) набегающего на модель потока. Давление торможения набегающего потока изменялось в диапазоне от $P_0 = 0,38$ МПа (при $M = 2,17$) до $P_0 = 4,05$ МПа (при $M = 4,99$). В опытах, проводимых без моделирования внешнего обтекания, были получены значения внутренней тяги до 90–100 кгс. Прирост аэродинамического коэффициента составлял от 0,55 до 0,80.

В табл. 1 приведены результаты испытаний модели ПВРД в аэродинамической установке Транзит-М при числах Маха $M = 2–5$. Видно, что максимальное значение коэффициента внутренней тяги достигает $(C_R - C_X) = 0,805$.

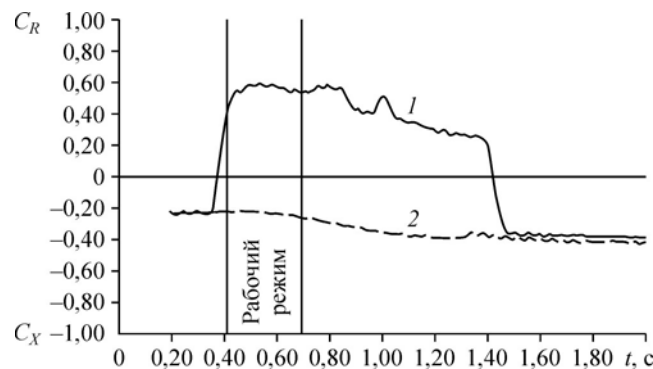


Рис. 3. Изменение коэффициента осевой силы, действующей на модель ПВРД с горением (1) и без горения (2) ТТ, при $M = 2,17$.

Таблица 1

Результаты экспериментов на установке Транзит-М

М	P_0 , МПа	Расход воздуха, кг/с	α	C_X	C_R	$C_R - C_X$	Удельный импульс, м/с
2,17	0,38	2,37	3,52	-0,233	0,572	0,805	23722
2,96	0,85	2,52	3,74	-0,224	0,409	0,633	23452
3,87	1,92	2,43	3,61	-0,224	0,325	0,549	23357
4,99	4,05	1,96	2,90	-0,244	0,340	0,584	22181

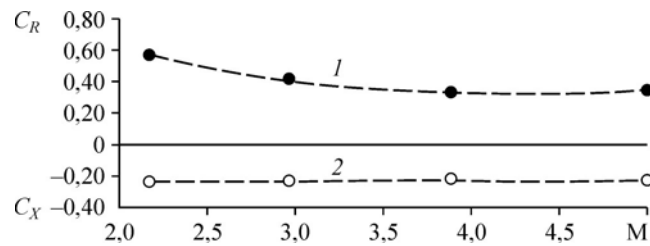


Рис. 4. Изменения аэродинамического коэффициента осевой силы в аэродинамической трубе Транзит-М с горением (1) и без горения (2).

Таблица 2
Условия испытаний в аэродинамической трубе Т-313

Опыт №	P_0 , МПа	T_0 , К	М	q , кПа
4163	0,20	284	2,05	70,9
4164	0,27	283	2,55	67,0
4166	0,42	283	3,05	69,0
4167	1,03	288	4,04	71,7

Экспериментальные результаты в аэродинамической установке Т-313

Испытания работающего ПВРД ТТ с моделированием внешнего обтекания проводились в сверхзвуковой трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН [15]. В табл. 2 представлены параметры потока в аэродинамической трубе Т-313, при которых производились испытания модели ПВРД ТТ (здесь P_0 и T_0 — давление и температура в форкамере, М — число Маха в рабочей части, Re — единичное число Рейнольдса, q — скоростной напор набегающего потока).

Модель ПВРД ТТ с поликлиновым воздухозаборником устанавливалась в рабочей части Т-313 на силоизмерительном пилоне, который, в свою очередь, был закрыт специальным обтекателем, чтобы избежать воздействия аэродинамических сил на пилон. Техника выполнения экспериментов с горением в аэродинамической трубе Т-313 оставалась такой же, как и при испытаниях в аэродинамической трубе Транзит-М. В каждом эксперименте производилось два запуска газогенератора и, соответственно, два включения двигателя. Результаты экспериментов при числе Маха набегающего потока $M = 4,04$ показаны на рис. 5.

В табл. 3 приведены результаты испытаний модели ПВРД в аэродинамической установке Т-313 при числах Маха $M = 2,5-4$. Видно, что максимальное значение коэффициента внутренней тяги составляет $C_R - C_X = 0,93$ при числе Маха $M = 4,04$, при этом

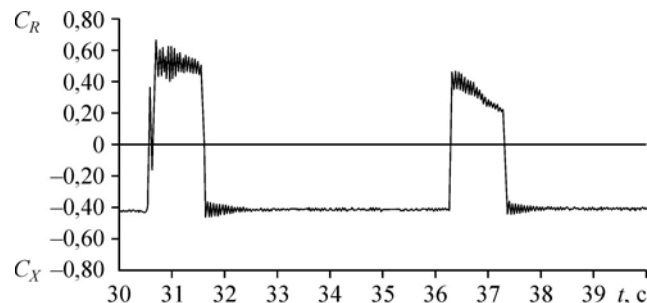


Рис. 5. Изменение по времени коэффициента осевой силы, действующей на модель ПВРД с горением (промежутки времени $t \approx 30,5 \div 31,5$ и $36,2 \div 37,2$) и без горения ТТ (остальное время).

Таблица 3

Результаты экспериментов в аэродинамической трубе Т-313

М	P_0 , МПа	Расход воздуха, кг/с	α	C_X	C_R	$C_R - C_X$	Удельный импульс, м/с
2,05	0,20	1,39	2,05	-0,67	0,16	0,83	16032
2,55	0,27	1,19	1,77	-0,53	0,32	0,85	15572
3,05	0,42	1,15	1,71	-0,48	0,37	0,85	16509
4,04	1,03	1,12	1,66	-0,42	0,51	0,93	17860

удельный импульс составляет 17860 м/с. Испытания в установке Транзит-М показали меньшие значения коэффициента внутренней тяги ($C_R - C_X$) = 0,58–0,80 вследствие повышенного коэффициента расхода воздуха α (см. табл. 1).

Следует обратить внимание, что сопротивление C_X при полном обтекании модели в трубе Т-313 существенно превышает сопротивление модели при частичном обтекании (см. табл. 1), которое было реализовано в экспериментах по методике полусвободной струи в трубе Транзит-М. Несоответствие внешнего сопротивления в этих двух случаях является принципиальной особенностью испытаний ПВРД по методике полусвободной струи.

На рис. 6 показаны значения коэффициента аэродинамической силы, действующей по оси испытываемой модели при горении и без горения топлива, в зависимости от числа Маха набегающего потока. Из графиков рис. 4 и 6 видно, что при горении возникает значительная внутренняя тяга, которая превышает силу сопротивления модели, в результате чего создается суммарная избыточная сила тяги, направленная против набегающего потока. На рис. 6 также приведены результаты трехмерного расчета течения в испытанной модели ПВРД ТТ при тех же условиях, что и для испытаний в трубе Т-313. Результаты численных расчетов без теплоподвода хорошо согласуются с результатами измерений в эксперименте. Расчеты с эквивалентным теплоподводом в камере сгорания показывают на 15–30 % более высокие тяговые характеристики, чем получено в экспериментах. Такое превышение можно объяснить недостаточной полнотой сгорания топлива в реальной камере сгорания и отсутствием учета реальных свойств продуктов сгорания при проведении расчетов.

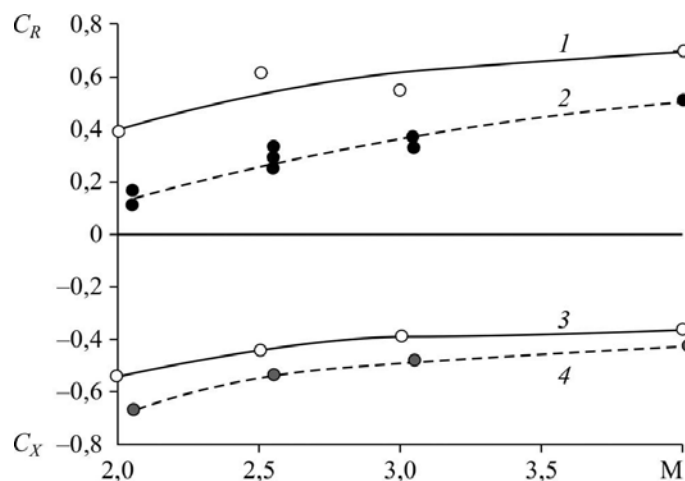


Рис. 6. Коэффициент осевой силы с горением и без горения ТТ.

Расчет: 1 — с горением ТТ, 3 — без горения ТТ;
эксперимент: 2 — с горением ТТ, 4 — без горения ТТ.

Заключение

Проведенные испытания модели ПВРД в аэродинамической установке Транзит-М по методике полусвободной струи позволили исследовать систему воспламенения твердого топлива в газогенераторе модели и дали первичную информацию об уровне получаемых тяговых характеристик испытываемой модели. Также проведены эксперименты в аэродинамической трубе периодического действия Т-313 в диапазоне чисел Маха от 2 до 4 при полном обтекании модели ПВРД с горением твердого топлива и получена положительная избыточная тяга. Результаты численных расчетов тяговых характеристик рассматриваемой модели ПВРД ТТ хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Список литературы

1. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М: Машиностроение, 1989. 264 с.
2. Wilson R., Limage C., Hewitt P. The evolution of ramjet missile propulsion in the U.S. and where we are headed // 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. AIAA Paper. 1996. No. 96–3148. 13 p.
3. Duesterhaus D., Hohl A. Measurement in a solid fuel ramjet combustion with swirl // AIAA Paper. 1988. № 3045.
4. Waltrup P., White M., Zarlingo F., Gravin E. History of U.S. navy ramjet, scramjet and mixed-cycle propulsion development // AIAA Paper. 1996. № 3152.
5. Zvegintsev V.I. Experimental studies of aerodynamics performances of hypersonic scramjet in impulse hot-shot wind tunnel // 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 28–30, 1993, Monterey, CA, USA. AIAA Paper. No. 93–2446. 4 p.
6. Звегинцев В.И. Экспериментальное исследование тягово-аэродинамических характеристик работающего ПВРД в импульсной аэродинамической трубе // Сибирский физико-технический журнал. 1993. № 2. С. 37–40.
7. Фомин В.М., Звегинцев В.И., Третьяков П.К., Фомичев В.П., Шумский В.В., Ярославцев М.И. Современное состояние и перспективы развития артиллерийских систем // Оборонная техника. 2005. № 10–11. С. 1–126.
8. Третьяков П.К. Управление процессом горения в высокоскоростных ПВРД // Атмосферные энергетические установки. 2011. № 3. С. 2–12.
9. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С., Аксенов В.С., Шамшин И.О., Внучков Д.А., Наливайченко Д.Г., Берлин А.А., Фомин В.М. Огневые испытания модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя с детонационным горением водорода в аэродинамической трубе при числах Маха от 5 до 8 // Горение и взрыв. 2017. Т. 10, № 3. С. 26–35.
10. Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Иванов И.В., Наливайченко Д.Г., Старов А.В. Испытания ПВРД с горением водорода и измерением тяговых характеристик в аэродинамической трубе // Тр. МАИ. 2015. Т. 82. С. 21.
11. Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г. Построение цилиндрических воздухозаборников для высоких скоростей полета из комбинации плоских течений // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 1. С. 67–80.
12. Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г. Экспериментальное исследование цилиндрического воздухозаборника, построенного на основе плоских течений // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21, № 2. С. 179–186.
13. Besser H.-L. History of ducted rocket development at Bayern-Chemie // 44th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 21–23 July 2008, Hartford, CT. AIAA Paper. No. 2008–5261. 20 p.
14. Звегинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
15. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки: учебник. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. 220 с.

Статья поступила в редакцию 27 февраля 2018 г.