

Расчетные программы как дидактический генератор учебной дисциплины «Основы ракетно-космической техники»

В статье предложен новый метод преподавания дисциплины «Основы ракетно-космической техники», использующий специализированные расчетные программы как дидактический инструмент для формирования учебного материала как практических занятий, так и теоретического курса. Произведен краткий обзор учебной литературы по ракетно-космической технике, изданной за последние десятилетия. Обозначены организационно-методические проблемы, связанные с преподаванием дисциплины: определение объема и содержания излагаемого учебного материала, необходимость установления межпредметных связей, поиск задач, решение которых доводится «до числа». Произведен обзор педагогических технологий, а также требований, предъявляемых к современным дидактическим инструментам. На основании этого анализа сформулированы принципы построения разрабатываемого дидактического инструмента. Используется педагогическая технология с построением учебного процесса на опережающей основе, знания представляются в свернутом виде, реализуется совмещение процедур моделирования и анализа знаний. Визуализация знаний достигается при рассмотрении числовых примеров. В качестве психолого-педагогических приемов используются индуктивный синтез и дедуктивный анализ, а также формирование проблемных ситуаций. В практической реализации дидактического инструмента использованы три специализированные расчетные программы: TERRA (автор Б.Г. Трусов) – расчета химического и фазового равновесия многокомпонентных систем; RK1, TRIJ1 (автор Н.Н. Генералов) – определения проектно-конструктивных параметров одноступенчатой управляемой баллистической ракеты с жидкостным ракетным двигателем и расчета траектории выведения полезного груза одноступенчатой управляемой баллистической ракеты. Изучение дисциплины начинается с освоения интерфейса данных программ и выполнения тестового задания. Затем на лекциях и семинарах производится

развертывание знаниевого контента в семантическую сеть, компонентой связности которой являются исходные данные и результаты работы этих программ. Приводятся фрагменты такой сети. В зависимости от компоновочной схемы изделия обсуждаются возможные конструктивно-силовые схемы отсеков, характеристики используемых материалов и технологические способы изготовления. Значения летных характеристик ракеты связываются с уравнениями движения летательного аппарата, записанными относительно проектно-баллистических параметров. От рассчитанных термодинамических параметров двигательной установки можно перейти к изложению сведений по основам теории ракетных двигателей, составу и агрегатам пневмо-гидравлических систем. Подробно рассмотрен вопрос наддува топливных баков жидкостной ракеты, разработана формальная когнитивная карта предметного типа. Показаны примеры задач, сформулированные с использованием данных из программ TERRA, RK1 и TRIJ1, которые достаточно легко решаются и дают наглядные числовые результаты, не только визуализирующие, но и моделирующие знания. Представлен пример курсового домашнего задания, где решается традиционная для учебной литературы по ракетной технике задача – определение внутренних сил в корпусе ракеты. Использование результатов работы программ RK1 и TRIJ1 позволяет варьировать уровень сложности задания. Проведено сравнение предложенного нового метода преподавания дисциплины с традиционным подходом. Разработанный метод преподавания дисциплины «Основы ракетно-космической техники» внедрен в учебный процесс на факультете «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э.Баумана.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, расчетные программы, дидактический инструмент, моделирование знаний.

Konstantin P. Baslyk

Bauman Moscow State Technical University (National research university of technology), Moscow, Russia

Calculation programs as a didactic generator of the discipline “Fundamentals of rocket and space techniques”

A new method of teaching the subject “Fundamentals of rocket and space techniques” was suggested in the paper. This method is using the specialized calculation programs as a didactic tool for forming the educational material not only for practical training, but for the theoretical course too. A brief review of the educational literature on rocket and space techniques, published over the past decades was made. Organizational and methodological problems, associated with the teaching discipline are indicated: to define the educational material volume and content, the need to establish interdisciplinary connections, the search of tasks, which have numerical initial data and solution.

The overview of pedagogical technologies and the requirements for modern didactic tools is made. On the basis of this analysis the principles of developing a new didactic tool are formulated. The

educational technology with the educational process formation on the ahead basis is used. The knowledge is represented in a collapsed form. The combination of procedures for modeling and analysis of the knowledge is realized. The visualization of knowledge is achieved by considering of numerical illustration. The inductive synthesis and deductive analysis are used as psychological and pedagogical methods, as well as the formation of problematic situations.

Three specialized calculation programs are used in the implementation of this didactic tool. The programs are: TERRA (B.Trusov) – the calculation of chemical and phase equilibrium of multicomponent systems; RK1 (N.Generalov) – the calculation of flight characteristics and geometrical parameters of the single-stage ballistic missile with liquid rocket engine; TRIJ1 (N.Generalov) – the calculation of trajectory for leading out the payload of the single-stage ballistic missile.

The study of the subject begins with the programs interfaces studying and tests performing. After that, the content of programs TERRA, RK1 and TRIJ1 expands into semantic network in the lectures and seminars. The original data and the results of these programs are the connection component of the semantic network. Fragments of this semantic network is given in the paper. Possible constructive circuits of the compartments, the characteristics of materials and technological methods of manufacture are discussed depending on the layout scheme of the rocket. Values of flight characteristics of missiles associate with the equations of motion of the aircraft, formulated relative to the design-ballistic parameters. It is possible to go from the calculated thermodynamic parameters of the propulsion system to the presentation of information on the basics of the theory of rocket engines, composition and unit's air-hydraulic systems.

The problem of creating a pressurization of the fuel tanks of missile is discussed in detail. Formal cognitive card about the types

of pressurization of the fuel tanks was developed. There are tasks formulated with the use of data from programs TERRA, RK1 and TRIJ1 that are easily solved and give illustrative numerical results, not only visualizing, but also modeling of the knowledge. Course homework "determination of the internal forces in the body of the rocket" was developed. This is a classical task from educational literature on the rocketry. It is possible to vary the level of difficulty of that task with the results of programs RK1 and TRIJ1. A comparison of the proposed new method of teaching and traditional approach was made. The developed method of teaching the subject "Fundamentals of rocket and space techniques" is used in the educational process at "Special Engineering" Faculty of Bauman Moscow State Technical University.

Keywords: rocket and space techniques, calculation programs, didactic tool, knowledge modeling.

Введение

В учебных планах многих направлений и специальностей присутствует дисциплина «Основы ракетно-космической техники» (ОРКТ). На кафедре «Космические аппараты и ракеты-носители» (СМ-1) МГТУ им. Н.Э.Баумана традиционно преподавание ОРКТ базируется на материале учебного пособия В.И. Феодосьева «Основы техники ракетного полета» [1]. Курс рассчитан на два семестра учебных занятий, как правило, четвертый и пятый, состоит из лекций и лабораторных работ, и предполагает дальнейшее изучение ракетной и космической техники (РКТ) при освоении специальных дисциплин.

Среди других учебников по ОРКТ, выпущенных в конце 70-х – середине 80-х годов прошлого века, отметим следующих авторов: И.Н. Пенцак «Теория полета и конструкция баллистических ракет» [2], Н.И. Паничкин, Ю.В. Слепушкин, В.П. Шишкин, Н.А. Яцынин «Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов» [3]. Также это книги, составляющие серию «Ракетно-космический комплекс»: «Космодром» под общей редакцией А.П. Вольского, «Ракеты-носители» под общей редакцией С.О. Осипова и «Космические аппараты» под общей редакцией К.П. Феоктистова [4–6].

В это же время вышло первое из трех учебных пособий В.К. Карраска – «Двигательные установки (конспект лекций)» [7]. В конце 80-х годов были опубликованы «Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров)» [8] и «Проектирование конструкции космических летательных аппаратов» (в соавторстве с С.К. Шаевичем) [9]. Конечно, эти книги, прежде всего, по указанным в названии дисциплинам, но межпредметные связи между ними и ОРКТ настолько существенны, что граница весьма условна и, подчас, трудно определяема.

Межпредметные связи ОРКТ хорошо видны при знакомстве с учебным пособием О.М. Алифанова, Б.М. Панкратова, В.С. Хохулина «Летательные аппараты» [10], вышедшем в 1987 году. Наряду с такими разделами ОРКТ, как конструктивно-компоновочные схемы, двигательные установки (ДУ), системы и агрегаты, основы теории полета ЛА и КА, приводятся достаточно обширные сведения по предшествующим дисциплинам: механике жидкости и газа, физике Земли и ее атмосферы, теории подобия, теплопередаче. С другой стороны – предмет уходит в сторону проектирования и конструирования изделий.

Весьма полезной, на наш взгляд, при освоении ОРКТ

является книга Ю.Г. Сихарулидзе «Баллистика и наведение летательных аппаратов» [11], где помимо задач баллистического расчета, доведенных до разрешающих уравнений с указанием подходящего математического аппарата, освещены многие качественные вопросы, а также имеются обширные справочные данные по изделиям РКТ.

В приведенной библиографической справке охвачены, конечно, далеко не все имеющиеся и доступные читателю методические разработки. Практически каждый вуз, выпускающий специалистов по ракетной и космической технике, имеет свои традиции в их подготовке и отметил собственными учебниками и учебными пособиями.

Современные ракеты и космические аппараты серьезно отличаются от рассматриваемых в учебниках тридцатилетней давности: применены новые технические решения, материалы и технологии. Тем не менее, изучение ОРКТ целесообразно начинать с конструкций, характеристики которых подробно и исчерпывающе представлены в литературе, и могут быть самостоятельно верифицированы обучающимися.

Следует отметить, что расчеты, относящиеся к ЛА и КА, за исключением элементарных, являются достаточно трудоемкими и требуют серьезных временных затрат, но без рассмотрения задач, решение

которых доведено «до числа», невозможно освоение предметного содержания этой инженерной дисциплины.

Тогда могут быть сформулированы некоторые методические проблемы, сопровождающие преподавание ОРКТ:

– необходимость рационального подбора содержания и объема теоретического материала, излагаемого в курсе;

– поиск задач с числовыми исходными данными, наглядно и реалистично иллюстрирующих теорию;

– необходимость установления множества межпредметных связей.

В действующих образовательных программах для специальностей и направлений, где дисциплина ОРКТ не является основной, она часто оказывается отодвинутой на старшие курсы. Негативный момент здесь состоит в том, что первое знакомство с натурными образцами РКТ при выполнении лабораторных работ отодвигается на более поздний срок.

С другой стороны, студенты приступают к их изучению, уже прослушав обязательный предмет «Введение в специальность», а также другие дисциплины, имеющие отношение к ЛА и КА. Они более подготовлены и эрудированны по сравнению со студентами младших курсов, и уже обладают определенными знаниями в области теории полета, аэродинамики, термодинамики и теории управления.

Преодолеть обозначенные трудности преподавания ОРКТ позволяет реализация современных технологий обучения, создание и внедрение новых дидактических инструментов, а также использование приемов сжатия учебного материала.

Обзор современных педагогических технологий приводится в учебном пособии [12], где они классифицируются по различным признакам, в том

числе: по уровню применения (Г.К. Селевко), по научной концепции усвоения опыта, по типу взаимодействия «учитель-ученик», по типу организации и управления познавательной деятельностью (В.П. Беспалько), а также по основополагающим принципам построения учебного процесса.

Здесь следует выделить технологию с построением учебного процесса на опережающей основе. В самом деле, для студентов-старшекурсников при изучении ОРКТ вполне обоснованно увеличить удельный вес опережающих заданий, численных экспериментов, использования индуктивного метода при изложении учебного материала.

В монографии В.Э. Штейнберга [13] отмечен дидактико-инструментальный характер проблем при создании новых педагогических технологий, который состоит в трудности восприятия информации, передаваемой только в вербальной форме, недостаточной программируемости учебных действий при переработке материала, отсутствии дидактических инструментов, связывающих начальный эмпирический и завершающий теоретический этапы познания, а также дидактических инструментов аналитико-моделирующего типа.

Сформулированы требования, предъявляемые к современным дидактическим инструментам: многомерность, то есть объединение разнородных элементов знаний в систему, удобную для познавательной, аналитической и проектной деятельности; способность совместить процедуры моделирования и анализа знаний, то есть наличие смысловой и логической компоненты; реализация принципа инструментальности учебного процесса; выполнение функций каркаса, встраиваемого в знания, усваиваемого вместе с ними в процессе восприятия и фик-

сирующего наиболее важные, узловые моменты; наличие универсально-инвариантных свойств, то есть пригодность для широкого спектра задач; вывод обучаемого на режим самоорганизации и аутодиалога, то есть моделирование знаний в материализованной, визуальной и логически удобной форме для размышления и пользования ими. Должна быть также предусмотрена возможность свертывания – развертывания знаний в образцы-модели и оперирование ими.

А.А. Добряковым в учебном пособии [14] излагаются принципы построения субъект-объектной педагогической технологии на основе специальных методик и дидактических средств, объединяющих предметное, психологическое и педагогическое содержание (логико-психолого-педагогические координаты), так, что при реализации учебного процесса вместе с традиционными нарабатываются различного рода внелогические знания, то есть знания, связанные с самим процессом мыслительной деятельности, а не с его конечными результатами.

Связь предметного и педагогического содержания может быть реализована, например, с использованием дидактически-структурированных обучающих программ; связь предметного и психологического содержания – путем использования методик индуктивного синтеза и дедуктивного анализа, а связь психологической и педагогической составляющей – созданием проблемных ситуаций: продуктивный уровень освоения предметного содержания дисциплины может быть достигнут при задействовании эмоционально-волевых психических функций в процессе функционального тренинга.

Таким образом, проведенный анализ особенностей ОРКТ показывает актуальность задачи разработки но-

Принципы построения дидактического инструмента

Педагогическая технология как основа	Реализуемая техника	Способ визуализации	Психолого-педагогические средства
Технология с построением учебного процесса на опережающей основе	Представление знаний в свернутом виде и последующее развертывание этих образов-моделей при обсуждении и анализе учебного материала; каркасы, встраиваемые в знания и фиксирующие основные моменты; совмещение процедур моделирования и анализа знаний	Рассмотрение числовых примеров	Индуктивный синтез и дедуктивный анализ; формирование проблемных ситуаций

вых дидактических инструментов и их внедрение в процесс преподавания этой учебной дисциплины. Для создания дидактических инструментов, отвечающих современным требованиям и соответствующих выявленным особенностям предмета, могут быть использованы психолого-педагогические разработки, представленные в работах [12–14].

Студентами, обучающимися на «ракетных» специальностях машиностроительного факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана, широко используются имеющиеся на кафедре СМ-1 расчетные программы. Среди них выделим программу расчета химического и фазового равновесия многокомпонентных систем TERRA (автор Б.Г. Трусов) [15], программы определения проектно-конструктивных параметров ракет: RK1 и RK2, а также расчета траектории выведения полезного груза (ПГ) управляемой баллистической ракеты (УБР): TRIJ1 и TRIJ2 (автор Н.Н. Генералов) [16].

Самый простой путь – использовать их только для того, чтобы избежать проведения громоздких расчетов при выполнении курсовых работ, проектов и дипломов. Однако этим возможности программ далеко не исчерпываются: заложенные в них методы расчета и многочисленные результаты могут работать как дидактический инструмент, принципы построения которого приводятся в табл. 1.

Конечно, в настоящее время компьютерные програм-

мы повсеместно присутствуют в учебном процессе [17, 18], но они, главным образом, сопровождают теоретический материал и используются при проведении семинаров и лабораторных работ. В статье показано, как расчетные программы могут не только иллюстрировать, но и генерировать знания отдельной специальной дисциплины.

Описание разработанного дидактического инструмента, его возможности и реализация в учебном процессе

Несколько лет для студентов 8-го семестра специальности «Навигационно-баллистическое обеспечение применения космической техники» кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» автором читается дисциплина «Общее устройство ракет и космических аппаратов, часть 1», в рамках которой реализуется предлагаемый подход к изучению ОРКТ. Объем курса составляет 4 зачетные единицы и включает следующие виды учебных занятий: 51 час лекций, 17 часов практических занятий, 34 часа лабораторных работ, итоговая аттестация-экзамен. Программа курса состоит из трех модулей, предусмотрено три домашних задания, экзаменационная оценка выставляется по результатам выполнения модулей в семестре. Аудиторные занятия проводятся в учебном классе демонстрационного зала.

Первые занятия полностью следуют технологии построения учебного процесса на опережающей основе: студенты приглашаются в вычислительный центр, где им предлагается для различных вариантов задания повторить готовые расчеты жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) по программе TERRA, а также рассчитать проектно-конструктивные параметры и траекторию выведения ПГ одноступенчатой УБР по программам RK1 и TRIJ1. Таким образом, студенты освежают уже имеющиеся у них начальные знания по РКТ, что примерно равноценно проведению входного контроля по дисциплине, и сразу же, в начале семестра, осваивают достаточно простой интерфейс программ, которые могут ими использоваться в дальнейшем, вплоть до выполнения выпускной квалификационной работы.

В табл. 2 приводится пример типового расчета по программе RK1 расчета проектно-конструктивных параметров одноступенчатой УБР ЖРД.

Отметим, что программа RK1 работает в диалоговом режиме.

Конструктивная схема ракеты с обозначением основных геометрических размеров из табл. 1 представлена на рис. 1.

На рис. 1 обозначены: ЛГО, ЛПО, ЛМБО, ЛХО, – длина головного, приборного, межбакового, хвостового отсека соответственно; ЛбакаО, ЛбакаГ, – длина бака окислителя (бак А, передний) и бака горючего (бак Б, задний);

Структура исходных данных и результатов расчета по программе RK1

<p>ВВЕДены СЛЕДУЮЩИЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ</p> <p>дальность максимальная – 2000.0 [км]</p> <p>масса полезного груза – 1000.0 [кг]</p> <p>число блоков ГО – 1</p> <p>давление в камере сгорания – 20.0 [МПа]</p> <p>давление в выходном сечении – 0.080 [МПа]</p> <p>расходный комплекс – 173.49 [сек]</p> <p>показатель изоэнтропии – 1.145</p> <p>число двигателей в ДУ – 1</p> <p>плотность горючего – 786.0 [кг/куб.м]</p> <p>плотность окислителя – 1442.0 [кг/куб.м]</p> <p>стехиометрическое соотношение – 3.06</p> <p>коэффициент избытка окислителя – 1.00</p> <p>давление наддува бака А – 0.25 [МПа]</p> <p>давление наддува бака Б – 0.25 [МПа]</p> <p>относительный вылет днищ баков – 0.25</p> <p>ДУ закрытой схемы</p> <p>Управление рулевыми или поворотными двигателями</p> <p>Полезный груз – специальный</p> <p>Блок ГО – неманеврирующий</p> <p>Нет межбакового отсека</p> <p>Баки наддуваются горячим газом</p> <p>Надув осуществляется от ГГ</p> <p>Окислитель находится в баке А</p> <p>Есть отдельный приборный отсек</p> <p>Хвостовой отсек нормальной длины</p> <p>Стабилизаторы отсутствуют</p>	<p>** ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ **</p> <p>* масса стартовая – 12592.9 [кг]</p> <p>* масса конечная – 2337.2 [кг]</p> <p>* масса головного отсека – 1350.0 [кг]</p> <p>* тяга нулевая – 198.8 [Кн]</p> <p>* тяга пустотная – 214.8 [Кн]</p> <p>* нагрузка на тягу – 0.621</p> <p>* относительная конечная масса – 0.186</p> <p>** Параметры конца активного участка **</p> <p>* скорость V_k – 3872.4 [м/сек]</p> <p>* угол траектории $Teta$ – 38.96 [град.]</p> <p>* координата X_k – 118.5 [км]</p> <p>* координата Y_k – 118.9 [км]</p> <p>* время активного участка T_k – 148.2 [сек]</p> <p>** Габаритные размеры [м] **</p> <p>* диаметр – 1.300</p> <p>* длина ракеты – 11.283</p> <p>* длина ГО – 2.536</p> <p>* длина ПО – 0.926</p> <p>* длина БА – 3.564</p> <p>* длина МБО – 0.000</p> <p>* длина ББ – 2.662</p> <p>* длина ХО – 1.595</p> <p>** Параметры ДУ**</p> <p>* удельный импульс нулевой – 2872.2 [м/сек]</p> <p>* удельный импульс пустотный – 3103.8 [м/сек]</p> <p>* площадь критических сечений – 0.00607 [кв.м]</p> <p>* площадь среза сопел – 0.17610 [кв.м]</p> <p>* диаметр критич. сеч. одной камеры – 0.08791 [м]</p> <p>* диаметр среза сопла одной камеры – 0.47351 [м]</p>
---	---

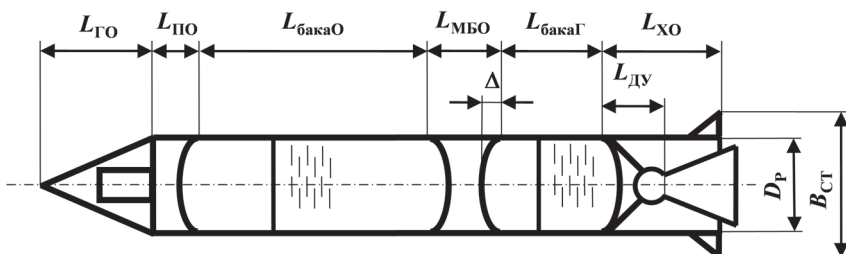


Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема одноступенчатой ракеты с обозначением основных геометрических размеров

D_p – диаметр ракеты; $B_{ст}$ – размах стабилизаторов; Δ – вылет днищ баков ($\Delta = 0,25 \cdot D_p$ для произведенного расчета); $L_{ду}$ – длина подвеса двигательной установки (до центра масс); в табл. 1 не приводится.

Далее, на лекциях и семинарах производится обзор и анализ исходных данных и получаемых в программе результатов расчета, то есть развертывание знаний, компактно представляемых компьютерной программой. Для некоторых разделов и отдельных воп-

росов курса ОРКТ эта связь представлена в табл. 3.

Отметим, что развертывание знаний, как это продемонстрировано в табл. 3, может быть осуществлено практически для любого исходного данного или результата расчета из табл. 2.

Отдельного рассмотрения и систематизации, на наш взгляд, заслуживает вопрос о способах создания наддува топливных баков. Для этого в табл. 4, которая предлагается студентам в виде раздаточного материала, устанавливается со-

ответствие запросов программы RK1 и сведений по системам наддува топливных баков [7, 20, 21].

Материал из табл. 4 представляет, согласно определению, приведенному в [14], формальную когнитивную карту предметного типа: основные сведения о видах и способах создания наддува представлены в сжатом виде и структурированы в соответствии с интерфейсом программы RK1.

С использованием исходных данных и результатов, приведенных в табл. 2–4, может быть сформулировано множество задач, не требующих сложных вычислений, но в то же время, дающих представление о количественных и качественных характеристиках ракеты. Приведем некоторые из них: определение коэффициента массового совершенства конструкции, определение стартовой нагрузки на мидель, определение коэффициента осевой перегрузки в конце АУТ, определение расхода компонентов топлива, расчет диаметра трубопроводов подачи горючего и окислителя в ДУ, расчет толщины стенки топливного бака.

Также могут быть сформулированы и более сложные задачи, такие как: оценка значения сжимающей силы в отсеках ракеты, стоящей на стартовой позиции непосредственно перед пуском; расчет коэффициента потерь пустотного удельного импульса спроектированной ракеты. Кратко приведем решение второй задачи.

Теоретическое значение пустотного удельного импульса может быть определено как

$$I_{уд.п} = K_{т.п} \cdot \beta, \quad (1)$$

где β – расходный комплекс; $K_{т.п}$ – коэффициент тяги в пустоте.

Подставив в формулу коэффициента тяги в пустоте [22] исходные данные из табл. 3, получим:

Данные к расчетным программам и соответствующие разделы дисциплины ОРКТ

Исходные данные и результаты программ RK1 и TERRA	Логически привязываемые разделы курса
1. Маневрирующий головной отсек	Виды ПГ для УБР: MRV – неуправляемый одновременного разведения; MIRV – неуправляемый последовательного разведения; MARV – управляемый ПГ [11], [19]. Конструктивная схема ПГ УБР
2. Давление в камере сгорания (КС), давление в выходном сечении сопла	Конструктивная схема КС и сопла ЖРД, режимы работы сопла РД, газодинамическая степень расширения сопла. Оптимальные значения давления в КС для ДУ открытой и закрытой схемы
3. Расходный комплекс, показатель изоэнтропы	Формула расходного комплекса, удельная площадь сопла. Отличие изоэнтропического расширения газа от адиабатического. Формула для вычисления среднего значения изоэнтропы. Расходный комплекс и показатель изоэнтропы как характеристика топлива
4. Состав продуктов сгорания (ПС) топлива, температура ПС	Молекулярный состав ПС. Виды теплообмена в сопле ракетного двигателя. Температурное воздействие ПС на конструкцию ракеты
5. Число двигателей в ДУ. Двигательная установка открытой/закрытой схемы	Принципиальная пневмогидравлическая система (ПГС) ЖРД открытой и закрытой схемы для наиболее часто применяемых топливных пар. Элементный состав принципиальной ПГС
6. Окислитель находится в переднем баке	Конструктивно-силовая схема топливных баков, применяемые материалы. Технологические способы изготовления. Влияние размещения горючего и окислителя в баках на положение центра масс ракеты
7. Наличие/отсутствие стабилизаторов	Центр давления, статически устойчивый/неустойчивый ЛА. Приближенные формулы для вычисления а/д коэффициентов ЛА. Коэффициент подъемной силы стабилизаторов
8. Параметры конца активного участка траектории (АУТ), тяговые характеристики, проектно-баллистические параметры (ПБП) ЛА	Примерные значения параметров конца АУТ в зависимости от дальности доставки ПГ. Уравнения движения ЛА на АУТ в ПБП

Таблица 4

Виды и способы создания наддува топливных баков жидкостной ракеты

№	Газ наддува	Источник газа наддува	Механизм получения газа наддува	Надуваемые компоненты	Применение на ЛА, КА	Баки
Ответ на запрос в RK1: Баки надуваются горячим газом – НЕТ; Газ наддува хранится в баллонах – ДА						
(1)	He	Газ в баллоне	Редуктор давления	Любые	РБ «Бриз», РБ «Фрегат»	Г, О
	N ₂			Высококипящие	УР-200	Г-I, О-I
	Воздух			Высококипящие окислители	Р-16 ¹⁾	О-II
Ответ на запрос в RK-1: Баки надуваются горячим газом – ДА; Газ наддува хранится в баллонах – ДА						
(2)	He	Газ в баллоне	Редуктор, теплообменник	Любые	Сатурн-V	Г-III, О-III
	N ₂	Жидкость в баке	Насос, теплообменник-испаритель	Высококипящие, сам себя	Р-7	Г-I
Ответ на запрос в RK1: Баки надуваются горячим газом – ДА; Газ наддува хранится в баллонах – НЕТ						
(3)	O ₂	Компонент в баке	Насос, теплообменник-испаритель	Сам себя	Сатурн-V	О-II
	H ₂	Компонент в баке	Насос, теплообменник-испаритель	Сам себя	Сатурн-V	Г-II
	ПС ЖГГ	Основные компоненты	Насосы, ЖГГ	Компонент, поступающий в ЖГГ в избытке	УР-100	Г-I, II, О-I, II
	ПС ЖАД	Дополнит. компоненты	Вытеснение, ЖАД	Компонент, поступающий в ЖАД в избытке	Р-11	Г-I, О-I
	Пары H ₂ O	H ₂ O ₂	Вытеснение, разложение в ПГГ	Высококипящие окислители	Р-12	О-I
Другие виды наддува						
(4)	Воздух	Атмосфера	Заборное устройство, клапан	Высококипящие окислители	Р-16	О-I

Обозначения и сокращения: РБ – разгонный блок; Г – топливный бак горючего; О – топливный бак окислителя; ВАД – воздушный аккумулятор давления; ГГ – газогенератор; ЖГГ – жидкостной ГГ; ЖАД – жидкостной аккумулятор давления; ПГГ – паро-газогенератор. Виды наддува: (1) – холодный, ВАД; (2) – горячий, ВАД; (3) – горячий, от ГГ; (4) – аэродинамический. Давление наддува: для ДУ с турбонасосной системой подачи составляет 0,2-0,5 МПа; для ДУ с вытеснительной системой подачи 0,6-1,0 МПа.

¹⁾ На модификации Р-16У наддув бака окислителя II ступени (О-II) осуществлялся сжатым азотом.

$$K_{т.п} = \frac{2n_{из}}{\sqrt{n_{из}^2 - 1}} \times \left(\frac{2}{n_{из} + 1} \right)^{\frac{1}{n_{из}-1}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{n_{из}-1}{n_{из}}}} \times \left[1 + \frac{n_{из} - 1}{2n_{из}} \frac{\left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{n_{из}-1}{n_{из}}}}{1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{n_{из}-1}{n_{из}}}} \right] = \dots = 1,909. \quad (2)$$

Здесь $n_{из} = 1,145$ – показатель изэнтропы; $p_k = 20$ МПа, $p_a = 0,08$ МПа – давление в КС и на срезе сопла соответственно.

Тогда теоретическое значение удельного импульса в пустоте составит:

$$I_{уд.п} = K_{т.п} \cdot \beta = 1,9094 \cdot 173,49 \cdot 9,81 = 3249,7 \text{ м/с}, \quad (3)$$

а коэффициент потерь удельного импульса будет равен

$$\varphi = \frac{I_{уд.п.д}}{I_{уд.п}} = \frac{3103,8}{3249,7} = 0,955. \quad (4)$$

Здесь $I_{уд.п.д} = 3103,8$ м/с – значение действительного пустотного удельного импульса ДУ спроектированной ракеты из табл. 2.

Полученное в формуле (4) значение коэффициента потерь соответствует характеристикам, приведенным в [22].

Остановимся на вопросе формирования проблемной ситуации. При использовании разработанного дидактического инструмента она может быть создана путем специального подбора исходных данных. Так, для примера, где в задании: дальность полета максимальная – 4000.0 км; масса полезного груза – 1500.0 кг; давление в КС и в выход-

ном сечении – 20/0,07 МПа – решение по программе RK1 для топливной пары с высокой энергетикой «керосин – кислород» получается сравнительно просто, для топливной пары «НДМГ – АТ» поиск решения требует значительных затрат, а для топливной пары «НДМГ – АК-20» - получение решения невозможно.

Сжатие учебного материала при данном методе изложения, помимо простой экономии времени в связи с компактным представлением материала, достигается за счет построения семантической сети [23], компонентой связности которой являются сами исходные данные и результаты программ RK1, TRIJ1 и TERRA.

Приведем некоторые вопросы, которые могут быть рассмотрены при изучении программы расчета траекторных параметров TRIJ1, структура

Таблица 5

Структура исходных данных и результатов расчета по программе TRIJ1

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ									
Стартовая масса	Относительная конечная масса	Стартовая нагрузка на тягу	Удельный импульс на Земле	Коэффициент увеличения тяги в пустоте	Диаметр мишеля	Длина головной части	Длина ракеты	Размах стабилизаторов	
[т]			[м/с]		[м]	[м]	[м]	[м]	
12.59	0.186	0.62	2872.2	1.1	1.30	2.54	11.28	1.30	
РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА									
Время	Скорость	Высота	Угол тангажа	Угол атаки	Тяга	Продольная а/д сила	Поперечная а/д сила	Коэф-т осевой перегрузки	Коэф-т поперечной перегрузки
t	$V(t)$ [м/с]	$H(t)$ [км]	$F(t)$ [гр]	$A(t)$ [гр]	$P(t)$ [кН]	$X(t)$ [кН]	$Y(t)$ [кН]	$N_x(t)$	$N_y(t)$
.00	.0	.00	90.0	.00	198.9	.0	.0	1.61	.000
.04	39.1	.12	90.0	.00	199.1	.2	.0	1.66	.000
.08	79.2	.47	89.2	-.64	199.7	.8	-.1	1.72	-.001
.12	122.5	1.06	81.9	-3.37	200.8	1.8	-1.7	1.79	-.016
.16	170.0	1.92	79.7	-1.05	202.2	3.2	-.8	1.85	-.008
.....									
.88	2675.5	82.95	41.8	2.87	214.9	.0	.0	6.14	.087
.92	3017.5	93.64	41.8	3.37	214.9	.0	.0	6.94	.111
.96	3412.2	105.64	41.8	3.70	214.9	.0	.0	7.97	.142
1.00	3876.5	119.21	41.8	3.88	214.9	.0	.0	9.37	.183

Дальность полета 2004.4 км; время работы ДУ – 148.0 сек.
 Параметры конца АУТ: координата – $X_k = 119.6$ [км]; координата – $Y_k = 118.1$ [км];
 Угол наклона траектории к местному горизонту – 39.0 град.

исходных данных и результаты расчета для которой представлены в табл. 5.

Рассмотрим угловое ускорение ракеты. Вычислив его значение с использованием разностных производных, студент действительно убедится в том, что баллистическая ракета – это слабоманевренный ЛА. Так, для участка программного разворота ракеты ($t \in [0,04; 0,12]$) имеем:

$$\begin{aligned} \frac{d^2\varphi}{dt^2} &= \frac{\varphi_{i+1} - 2\varphi_i + \varphi_{i-1}}{\Delta t^2} = \\ &= \frac{81,9^\circ - 2 \cdot 89,2^\circ + 90,0^\circ}{(0,04 \cdot 148,0)^2} = \\ &= -0,185 \frac{\text{град}}{c^2}. \end{aligned} \quad (5)$$

Несложные вычисления по формуле (5) дают наглядный результат, а также предоставляют возможность шире развернуть знаниевый контент, связанный с этой характеристикой траектории. Здесь целесообразно произвести обзор программ полета различных ЛА, рассмотреть методику определения параметров программ полета [24] и накладываемые на них ограничения [11].

Также можно определить время вертикального подъема ракеты, радиальную и трансверсальную скорость, величину полного ускорения ЦМ ракеты и другие величины.

При помощи программ RK1 и TRI1 разработано курсовое домашнее задание на тему «Определение внутренних сил в корпусе одноступенчатой УБР ЖРД». В случае общей постановки это – достаточно трудоемкая задача [25], если приступить к ее решению, не имея предварительных работ, таких как, скажем, процедуры интегрирования уравнений движения, определения массово-инерционных характеристик ракеты для произвольного момента времени АУТ и других вспомогательных процедур. Использование результатов расчета по RK1 и TRI1 позволяют существенно

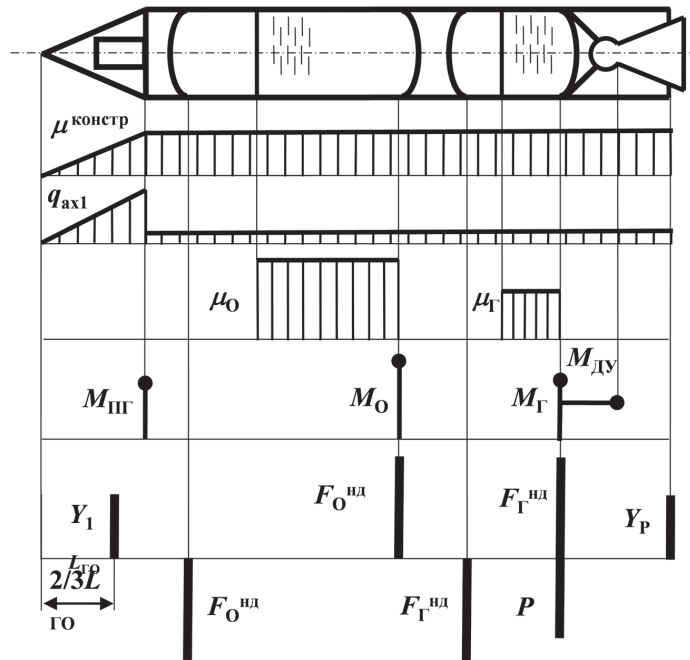


Рис. 2. Представление массово-инерционных характеристик и сил, действующих на ракету

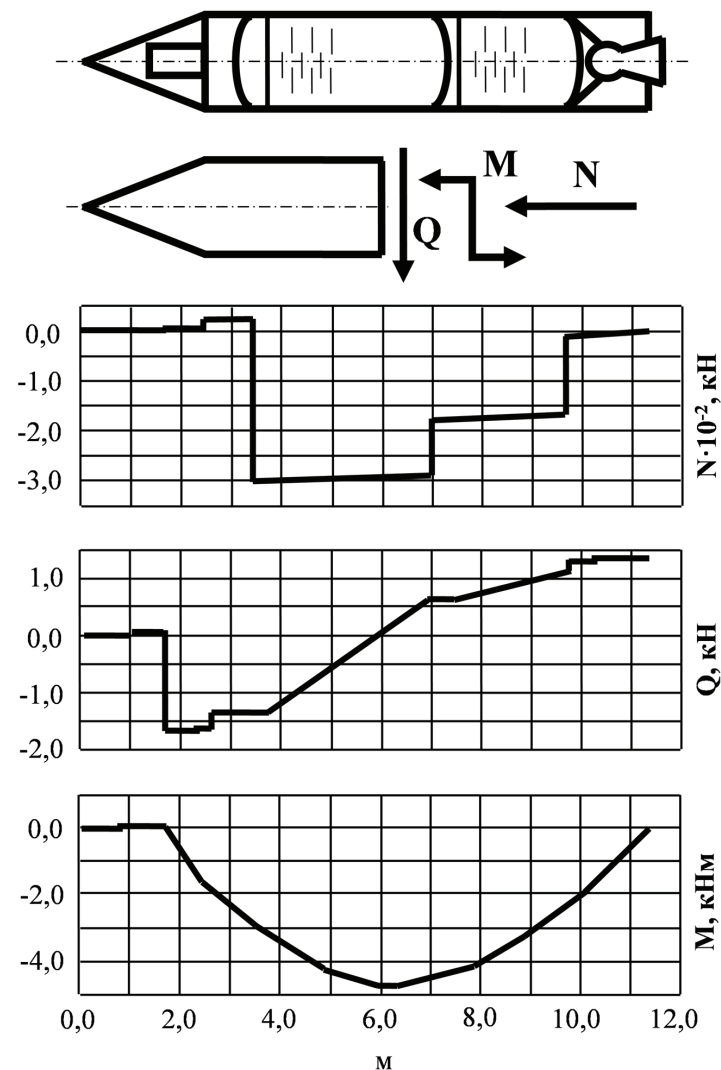


Рис. 3. Результаты расчета внутренних сил в корпусе одноступенчатой УБР ЖРД

упростить решение этой методически ценной задачи.

Массовые характеристики и действующие на ракету силы можно формализовать, как показано на рис. 2.

На рис. 2 обозначены: $\mu^{\text{констр}}$, μ_0 , μ_{Γ} – погонная масса корпуса, окислителя и горючего соответственно, кг/м; M_0 , M_{Γ} – представление компонентов топлива в виде сосредоточенных масс, кг – для построения продольной сжимающей силы; $M_{\text{ПГ}}$ – масса полезного груза, кг; $M_{\text{Дв}}$ – масса двигательной установки, кг – координата точки подвеса не совпадает с координатой центра масс; q_{ax1} – погонная продольная аэродинамическая сила, Н/м; поперечные сосредоточенные силы, Н: Y_1 , Y_p – поперечная аэродинамическая сила и управляющая сила соответственно; $F_{0\text{нд}}$, $F_{\Gamma\text{нд}}$ – силы от давления наддува для баков окислителя и горючего соответственно; P – сила тяги ракетного двигателя.

Теперь, рассматривая движение ракеты в режиме стабилизации [26], и взяв значения необходимых траекторных параметров из табл. 5, достаточно просто определить как поперечные внутренние силовые факторы – перерезывающую силу (Q) и изгибающий момент (M), так и продольную сжимающую силу (N) в корпусе ракеты (рис. 3).

На рис. 3 представлены основные результаты для разработанного домашнего задания – эпюры внутренних сил N , Q и изгибающего момента M . В качестве исходных данных из табл. 5 взяты значения траекторных параметров для безразмерного момента времени $\bar{t} = 0,12$.

В представленном виде программа расчета, хотя и требует разработки таких процедур, как определение погонных массовых и силовых характеристик, аппроксимация продольной аэродинамической силы, определение координаты центра

масс ракеты и других, несложная, и может быть написана на любом алгоритмическом языке, которым владеют студенты.

Задание, благодаря возможности использования данных из RK1 и TRIJ1, обладает достаточной гибкостью. Оно может быть сделано еще более простым и не требует построения эпюр, а ограничиться определением внутренних сил в отдельных сечениях ракеты, а может быть усложнено за счет уточнения аппроксимации массово-инерционных характеристик, поперечной аэродинамической силы, рассмотрения движения ракеты в режиме управления, то есть как твердого тела, а не материальной точки.

Заключение

В статье представлен новый дидактический инструмент, использующий технологию построения учебного процесса на опережающей основе. Знания представляются в свернутом виде, а роль каркаса, встроенного в этот контент, выполняют специализированные расчетные программы TERRA, RK1 и TRIJ1.

Разработанный дидактический инструмент предназначен для решения задач в определенной предметной области – преподавании дисциплины «Основы ракетно-космической техники» и не претендует на универсальность, но, в тоже время, удовлетворяет многим требованиям, предъявляемым к современным педагогическим технологиям.

Необходимо отметить, что существенную роль при его разработке сыграло само наличие оригинальных расчетных программ TERRA, RK1 и TRIJ1, которые представляют собой не отдельные результаты решения небольшой задачи, а являются завершенными и согласующимися между собой проектно-конструктивными расчетами.

Конечно, возникает вопрос, насколько этот метод применим к другим дисциплинам. Например, целесообразно ли преподавать «Строительную механику», используя в качестве базовой программы пакет конечно-элементных расчетов MSC.Patran/Nastran, или изучать «Аэрогазодинамику» при помощи программы SolidWorks Flow Simulation. При успешном решении этой педагогической задачи выгода от такого подхода очевидна.

На наш взгляд, это тема отдельного исследования, если говорить о любой дисциплине и соответствующей расчетной программе, или же проблему необходимо решать в каждом конкретном случае. Один из критериев целесообразности применения такого метода преподавания – насколько при таком подходе реализуются принципы гуманизации и гармонизации учебного процесса [13,14].

Предложенный новый подход к преподаванию ОРКТ имеет следующие преимущества по сравнению с традиционными методами преподавания этой дисциплины.

При индивидуальной работе студентов программы TERRA, RK1 и TRIJ1 могут выполнять функции дидактического инструмента аналитико-моделирующего типа. С их помощью достаточно легко создавать формальные когнитивные карты не только предметные (закрепляющие и развивающие), но и творческие, тот есть предназначенные для решения поисковых и порождающих задач [14].

Успешное освоение ОРКТ предполагает владение обширными знаниями из различных областей науки и техники. Используемые расчетные программы как раз являются аккумуляторами таких знаний. При анализе результатов программных расчетов также легко устанавливаются многочисленные связи: как между

отдельными разделами одного курса, так и межпредметные.

Большое значение имеет формирование у слушателей реалистичных представлений об изделиях ракетно-космической техники, а они базируются на конкретных значениях проектно-конструктивных параметров и летных характеристиках. Эти данные не всегда легкодоступны; использование расчетных программ в препода-

вании поможет преодолеть их дефицит.

Современный инженер не может обойтись без овладения навыками работы со стандартными прикладными пакетами, которые, вообще говоря, для неискушенного пользователя часто представляют собой набор «черных ящиков». Предлагаемая форма освоения ОРКТ учит методике более глубокого

освоения используемых программных продуктов.

Содержание разработанного нового метода преподавания дисциплины «Основы ракетно-космической техники» было рассмотрено на заседании методической комиссии кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э.Баумана, метод внедрен в учебный процесс на факультете «Специальное машиностроение».

Литература

1. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
2. Пенцак И.Н. Теория полета и конструкция баллистических ракет. М.: Машиностроение, 1974. 344 с.
3. Паничкин Н.И., Слепушкин Ю.В., Шишкин В.П., Яцынин Н.А. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 344 с.
4. Вольский А.П. (ред.), Карин В.М., Николаев В.Н., Пригожин Н.И., Халдеев А.В., Шуйский И.А. Космодром. М.: Воениздат, 1977. 309 с.
5. Александров В.А., Владимиров В.В., Дмитриев Р.Д., Осипов С.О. (ред.) Ракеты-носители. М.: Воениздат, 1981. 315 с.
6. Бобков В.Н., Васильев В.В., Демченко Э.К., Лебедев Г.В., Овсянников В.А., Раушенбах Б.В., Сургучев О.В., Тимченко В.А., Феоктистов К.П. (ред.), Фрумкин Ю.М., Черняев Б.В. Космические аппараты. М.: Воениздат, 1983. 319 с.
7. Карраск В.К. Двигательные установки (конспект лекций). М.: МАИ, 1976. 142 с.
8. Карраск В.К. Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров). М.: МАИ, 1987. 84 с.
9. Карраск В.К., Шаевич С.К. Проектирование конструкции космических летательных аппаратов. М.: МАИ, 1987. 79 с.
10. Алифанов О.М., Панкратов Б.М. (ред.), Хохулин В.С. Летательные аппараты. М.: МАИ, 1986. 264 с.
11. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ, 2011. 407 с.
12. Буланова-Топоркова М.В., Духавнева А.В., Кукушин В.С. (ред.), Сучков Г.В. Педагогические технологии. М.: ИКЦ «МарТ», 2004. 336 с.
13. Штейнберг В.Э. Дидактическая многомерная технология + Дидактический дизайн (поисковые исследования). Уфа. Изд-во БГПУ, 2007. 136 с.
14. Добряков А.А. Психолого-педагогические основы подготовки элитных специалистов как

References

1. Feodos'ev V.I. Osnovy tekhniki raketnogo poleta. Moscow: Nauka, 1979. 496 p. (In Russ.)
2. Pentsak I.N. Teoriya poleta i konstruktsiya ballisticheskikh raket. Moscow: Mashinostroenie, 1974. 344 p. (In Russ.)
3. Panichkin N.I., Slepushkin Yu.V., Shishkin V.P., Yatsynin N.A. Konstruktsiya i proektirovanie kosmicheskikh letatel'nykh apparatov. Moscow: Mashinostroenie, 1986. 344 p. (In Russ.)
4. Vol'skiy A.P. (ed.), Karin V.M., Nikolaev V.N., Prigozhin N.I., Khaldeev A.V., Shuyskiy I.A. Kosmodrom. Moscow: Voenizdat, 1977. 309 p. (In Russ.)
5. Aleksandrov V.A., Vladimirov V.V., Dmitriev R.D., Osipov S.O. (ed.) Rakety-nositeli. Moscow: Voenizdat, 1981. 315 p. (In Russ.)
6. Bobkov V.N., Vasil'ev V.V., Demchenko E.K., Lebedev G.V., Ovsyannikov V.A., Raushenbakh B.V., Surguchev O.V., Timchenko V.A., Feoktistov K.P. (ed.), Frumkin Yu.M., Chernyaev B.V. Kosmicheskie apparaty. Moscow: Voenizdat, 1983. 319 p. (In Russ.)
7. Karrassk V.K. Dvigatel'nye ustanovki (konspekt lektsiy). Moscow: MAI, 1976. 142 p. (In Russ.)
8. Karrassk V.K. Proektirovanie konstruktсий letatel'nykh apparatov (Vybor osnovnykh proektnykh resheniy i parametrov). Moscow: MAI, 1987. 84 p. (In Russ.)
9. Karrassk V.K., Shaevich S.K. Proektirovanie konstruktсии kosmicheskikh letatel'nykh apparatov. Moscow: MAI, 1987. 79 p. (In Russ.)
10. Alifanov O.M., Pankratov B.M. (ed.), Khokhulin V.S. Letatel'nye apparaty. Moscow: MAI, 1986. 264 p. (In Russ.)
11. Sikharulidze Yu.G. Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov. Moscow: BINOM, 2011. 407 p. (In Russ.)
12. Bulanova-Toporkova M.V., Dukhavneva A.V., Kukushin V.S. (ed.), Suchkov G.V. Pedagogicheskie tekhnologii. Moscow: IKTs «MarT», 2004. 336 p. (In Russ.)
13. Shteynberg V.E. Didakticheskaya mnogomernaya tekhnologiya + Didakticheskii dizayn (poiskovye issledovaniya). Ufa. Izd-vo BGPU, 2007. 136 p. (In Russ.)
14. Dobryakov A.A. Psikhologo-pedagogicheskie osnovy podgotovki elitnykh spetsialistov kak

творческих личностей (содержательные элементы субъект-объектной педагогической технологии). М.: Логос, 2001. 358 с.

15. Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. Горение и плазмохимия. Материалы III Международного симпозиума. Алматы. Изд-во Казахского национального университета, 2005. С. 52–57.

16. Ковалев Б.К. Развитие ракетно-космических систем выведения. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 400 с.

17. Очков В.Ф. Живые кинематические схемы в Mathcad // Открытое образование. 2013. № 3. С. 27–33. DOI.10.21686/1818-4243-2013-3(98)-27-33

18. Кравченко Н.С., Ревинская О.Г. Изучение распределения Максвелла с помощью компьютерной модели и в натурном эксперименте // Открытое образование. 2014. № 1. С. 12–18. DOI.10.21686/1818-4243-2014-1(102)-12-18

19. Волков Е.Б. (ред.), Филимонов А.А., Бобырев В.Н., Кобыakov В.А. Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США. История создания, развития и сокращения. М.: ЦИПК РВСН, 1996. 376 с.

20. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 424 с.

21. Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

22. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.

23. Неудахина Н.А. О возможностях практического внедрения технологии визуализации учебной информации в вузе // Известия Алтайского государственного университета. 2013. № 2-2(78). С. 35–38. DOI 10.14258/izvasu(2013)2.2-06

24. Баслык К.П., Генералов Н.Н., Кулешов Б.Г. Способ определения временного параметра программы // Наука и образование. 2014. № 10. С. 192–208. DOI. 10.7463/1014.0728843

25. Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1976. 356 с.

26. Балабух Л.И., Колесников К.С., Зарубин В.С., Алфутов Н.А., Усюкин В.И., Чижов В.Ф. Основы строительной механики ракет. М.: Высшая школа, 1969. 496 с.

tvorcheskikh lichnostey (soderzhatel'nye elementy sub'ekt-ob'ektnoy pedagogicheskoy tekhnologii). Moscow: Logos, 2001. 358 p. (In Russ.)

15. Trusov B.G. Programmnaya sistema TERRA dlya modelirovaniya fazovykh i khimicheskikh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh. Gorenje i plazmokhimiya. Materials III Mezhdunarodnogo simpoziuma. Almaty. Izd-vo Kazakhskogo natsional'nogo universiteta, 2005. P. 52–57. (In Russ.)

16. Kovalev B.K. Razvitie raketno-kosmicheskikh sistem vyvedeniya. Moscow: MGTU im. N.E.Baumana, 2014. 400 p. (In Russ.)

17. Ochkov V.F. Zhivye kinematicheskie skhemy v Mathcad. Otkrytoe obrazovanie. 2013. No. 3. P. 27-33. DOI.10.21686/1818-4243-2013-3(98)-27-33 (In Russ.)

18. Kravchenko N.S., Revinskaya O.G. Izuchenie raspredeleniya Maksvellya s pomoshch'yu komp'yuternoy modeli i v naturnom eksperimente. Otkrytoe obrazovanie. 2014. No. 1. P. 12–18. DOI.10.21686/1818-4243-2014-1(102)-12-18 (In Russ.)

19. Volkov E.B. (ed.), Filimonov A.A., Bobyrev V.N., Kobayakov V.A. Mezkhkontinental'nye ballisticheskie rakety SSSR (RF) i SShA. Istoriya sozdaniya, razvitiya i sokrashcheniya. Moscow: TsIPK RVSН, 1996. 376 p. (In Russ.)

20. Gakhun G.G. Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Moscow: Mashinostroenie, 1989. 424 p. (In Russ.)

21. Kozlov A.A., Novikov V.N., Solov'ev E.V. Sistemy pitaniya i upravleniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Moscow: Mashinostroenie, 1988. 352 p. (In Russ.)

22. Dobovol'skiy M.V. Zhidkostnye raketnye dvigateli. Moscow: MGTU im. N.E. Baumana, 2005. 488 p.

23. Neudakhina N.A. O vozmozhnostyakh prakticheskogo vnedreniya tekhnologii vizualizatsii uchebnoy informatsii v vuze. Izvestiya Altayskogo gosudarstvennogo universiteta. 2013. No. 2-2(78). P. 35–38. DOI 10.14258/izvasu(2013)2.2-06 (In Russ.)

24. Baslyk K.P., Generalov N.N., Kuleshov B.G. Sposob opredeleniya vremennogo parametra programmy. Nauka i obrazovanie. 2014. No. 10. P. 192-208. DOI. 10.7463/1014.0728843 (In Russ.)

25. Razumeev V.F., Kovalev B.K. Osnovy proektirovaniya ballisticheskikh raket na tverdom toplive. Moscow: Mashinostroenie, 1976. 356 p. (In Russ.)

26. Balabukh L.I., Kolesnikov K.S., Zarubin V.S., Alfutov N.A., Usyukin V.I., Chizhov V.F. Osnovy stroitel'noy mekhaniki raket. Moscow: Vysshaya shkola, 1969. 496 p. (In Russ.)

Сведения об авторе

Константин Петрович Баслык
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия
Эл. почта: kbaslyk@gmail.com
Тел.: 8-916-586-61-80

Information about the author

Konstantin P. Baslyk
Bauman Moscow State Technical University,
Moscow, Russia
E-mail: kbaslyk@gmail.com
Tel.: 8-916-586-61-80