

Расчет управляющего воздействия при вдуве струй газа в расширяющуюся часть сопла

© И.М. Гришин, Е.А. Андреев, А.Р. Полянский, И.Е. Никитина

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены методики расчета управляющей силы при регулировании вектора тяги ракетного двигателя путем несимметричного вдува инжектанта в расширяющуюся часть сверхзвукового сопла, имеющие ряд преимуществ, поскольку позволяют надежно оценить эффективность системы управления вектором тяги, предварительно выбрать геометрические и режимные параметры и существенно сократить объем дорогостоящей экспериментальной стендовой разработки. Проведено сравнение результатов расчета по полуэмпирической методике и результатов трехмерного расчета с экспериментальными данными. Исследовано влияние способа подачи инжектанта на величину управляющей силы и потери тяги на управление. Полученные данные можно использовать при проектировании энергосиловых установок, содержащих управляющее сверхзвуковое сопло.

Ключевые слова: ракетный двигатель, управляющее воздействие, инжекция, математическое моделирование

Инжекционные органы управления широко применяют в современных ракетных двигателях твердого топлива (РДТТ) [1]. Интерес к ним разработчиков ракетных систем объясняется комплексом положительных качеств, которыми они обладают: высокой эффективностью, автономностью обработки конструкции, использованием неподвижных маршевых сопел (а значит, повышенной надежностью), относительно малыми потерями на управляемость и возможностью создания системы управления по всем трем каналам: курсу, крену и тангажу (при объединении с креновым соплом) [2].

Инженерная методика расчета управляющего воздействия при несимметричном вводе инжектанта описана в литературе [2], однако не приведены данные о степени ее достоверности. В настоящее время широко применяют методики трехмерного расчета [3, 4], которые также необходимо экспериментально подтвердить. Поэтому нами поставлена следующая задача: сравнить данные расчета, проведенного по полуэмпирической инженерной методике [2], и данные результатов трехмерного расчета с имеющимися в распоряжении авторов экспериментальными данными.

Достоверность методик расчета оценивали по экспериментальным данным, полученным на кафедре «Ракетные и импульсные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (рис. 1).

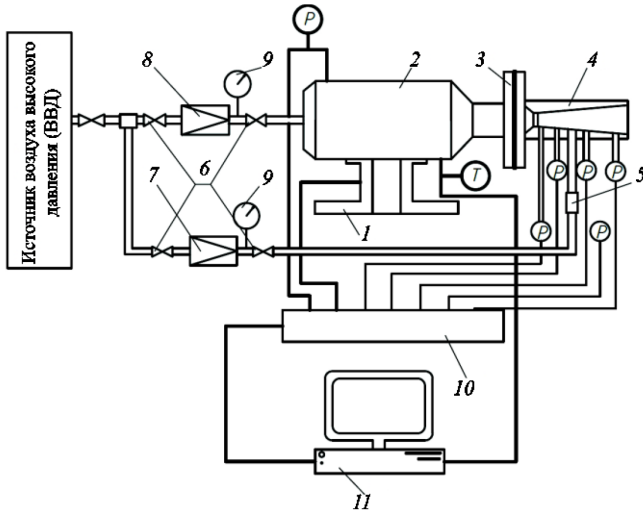


Рис. 1. Схема экспериментальной установки:

1 — силоизмерительное устройство (тензостакан); 2 — форкамера; 3 — прокладка; 4 — исследуемое сопло; 5 — электромагнитный клапан; 6 — вентиль; 7 — редуктор Т610; 8 — редуктор Т640; 9 — манометр воздушного давления; 10 — тензостанция; 11 — устройство сбора данных, встроенное в компьютер; P — датчик давления ЛХ405; T — тензодатчик

В качестве рабочего тела используется воздух. Истечение происходит в атмосферу при следующих условиях:

Давление в камере, МПа.....	3,5...3,7
Температура в камере, К.....	293
Атмосферное давление, МПа.....	0,1
Температура окружающей среды, К.....	293
Давление инъекции, Па.....	$9,5...9,9 \cdot 10^5$

Расчетная геометрия представлена на рис. 2.

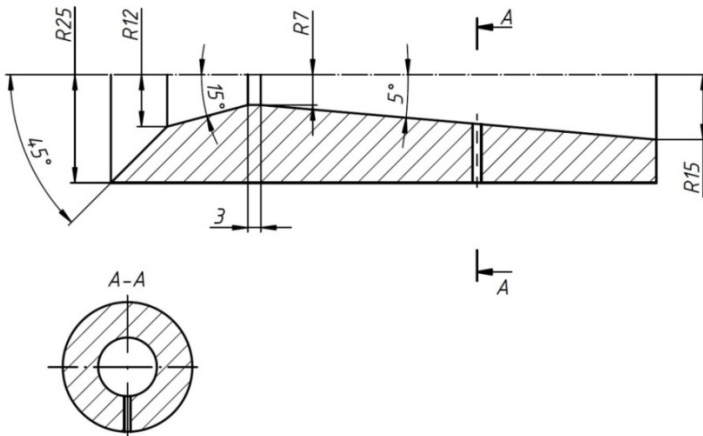


Рис. 2. Схема для расчета

Анализ результатов эксперимента показал, что управляющая сила составляет $R_y \approx 48 \dots 52$ Н при различных условиях.

При расчете по инженерной методике брали исходные данные, соответствующие условиям эксперимента.

Расчетная схема течения представлена на рис. 3.

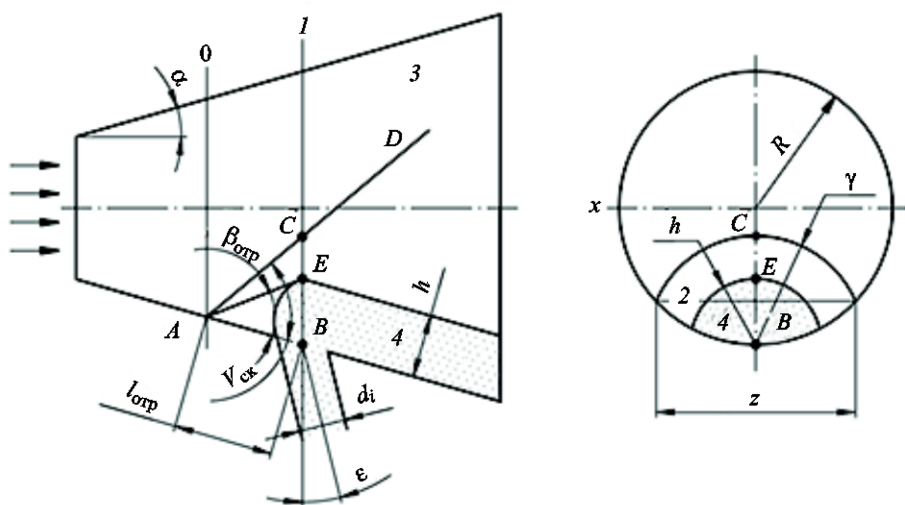


Рис. 3. Модель газодинамического взаимодействия основного и инжектируемого потоков:

0 — граница основного потока перед отрывом; 1 — невозмущенный основной поток в сечении инжекции; 2 — область за скачком уплотнения; 3 — область основного потока вниз по течению от места инжекции; 4 — область вторичного потока вниз по течению от места инжекции

Значение управляющей силы R_{y1} определяли при условии, что инжекция осуществляется через одно отверстие вдува, согласно работе [1]:

$$R_{y1} = \left[\left(\frac{\bar{p}_2}{p_0} - 1 \right) (\Delta F - l_{отр} h) + \left(\frac{p_{отр}}{p_0} - 1 \right) \left(l_{отр} h - \frac{F_{ин}}{2} \right) \right] p_0 \cos \alpha + p_0 F_{ин} \cos(\epsilon) \left(\frac{p_{ин}}{p_0} - 1 \right) + \dot{m}_{ин} v_{ин},$$

где p_0 , $p_{ин}$ — соответственно давление основного потока перед отрывом и давление инжектанта в выходном сечении отверстия; \bar{p}_2 — среднее давление в зоне 2; ΔF — эффективная площадь проекции скачка; $l_{отр}$ — длина отрывной зоны; h — высота инжекционного течения; $p_{отр}$ — давление отрыва; $F_{ин}$ — площадь выходного сече-

ния отверстия инъекции; α — угол наклона стенки сопла; ε — угол инъекции; $\bar{p}_{отр}$ — среднее давление в зоне отрыва; $\dot{m}_{ин}$ — расход инжектируемого газа; $v_{ин}$ — скорость инжектанта в выходном сечении инжекционного отверстия.

Результаты расчетов показали хорошее сходство с экспериментальными данными, при этом относительная погрешность не превышала 6 %.

Несмотря на очевидные достоинства, полуэмпирическая методика не позволяет в полной мере проводить оптимизацию системы вдува. В частности, в работе [1] указано, что для получения максимального удельного импульса управляющей силы необходим правильный подбор геометрии сечения ввода инжектанта, угла ввода и т. д. Эти задачи с успехом можно решать с использованием методик пространственного расчета течения сжимаемого вязкого газа [5, 6].

Такой подход не только позволяет рассчитать управляющую силу, но и за счет визуализации течения по соплу [7, 8] в месте ввода управляющего компонента оптимизировать орган управления вектором тяги.

Модельное сопло представлено на рис. 4. При инъекции газа или жидкости в область сверхзвукового потока происходит отрыв турбулентного пограничного слоя с последующим возникновением косога скачка уплотнения переменной интенсивности [9]. Контрольное сечение выбрано в плоскости инжектируемого газа, в котором определяются основные характеристики потока: скорость истечения, расходонапряженность, давление и число Маха.

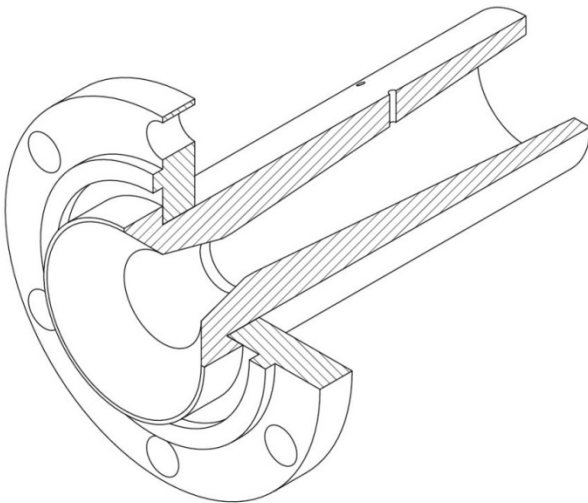


Рис. 4. Модельное сопло

Моделирование проведено в программе ANSYS FLUENT. При построении пространственной сетки предусматривалось сгущение расчетных ячеек у стенки и в окрестностях отверстий инжекции. В ходе расчетов были рассмотрены различные модели турбулентной вязкости. Наиболее корректные значения параметров дало использование модели SST $k-\omega$, которая обеспечивает минимальную несогласованность расчетных и экспериментальных данных.

Результатом моделирования и оценкой дальнейшего анализа результатов являются распределения характерных параметров в различных сечениях модельной установки (рис. 5).

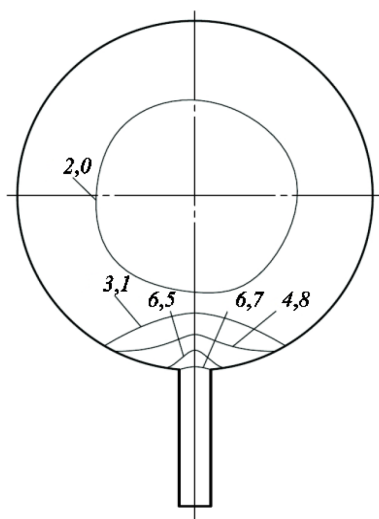
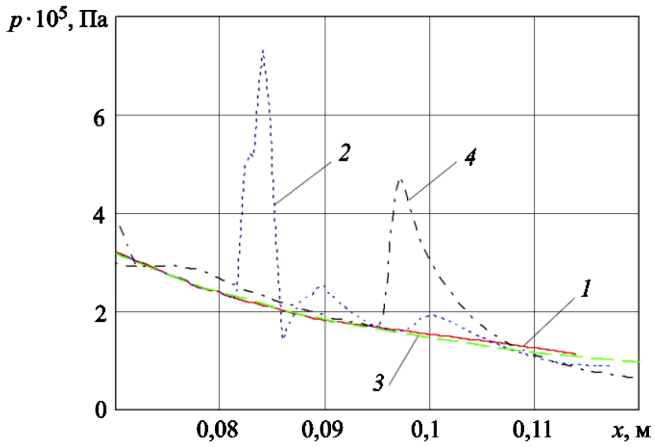


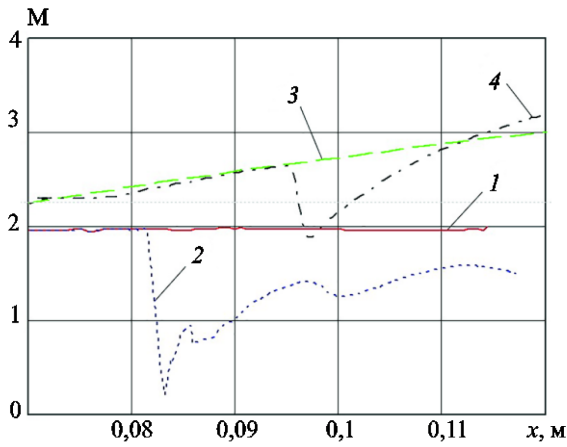
Рис. 5. Распределение изобар давления [10^5 Па] в сечении сопла в месте инжекции

Согласно данным работы [2], эффективность вдува зависит от организации места инжекции. Поэтому для сравнения был также проведен расчет инжекции системы струй газа в расширяющуюся часть сопла. При этом оценку проводили как по значению управляющей силы, так и по потерям на управление.

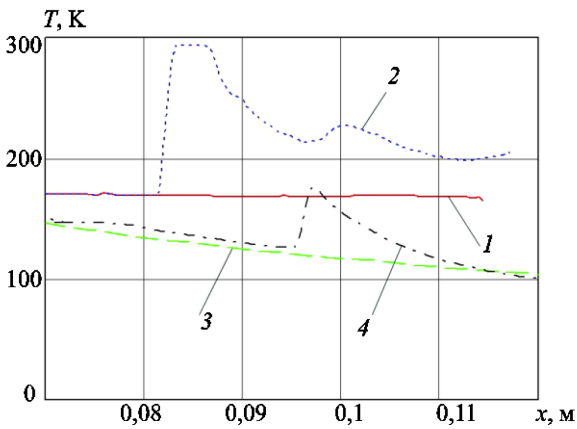
В качестве оценки результатов могут служить графические зависимости изменения статических давлений, чисел Маха и температур по длине сопла вблизи сечения инжектируемых струй газа, рассчитанные по одномерной задаче без вдува (3), осесимметричной по стенке без инжекции (1), осесимметричной по стенке с вдуваемым газом (2) и осесимметричной по оси сопла с инжекцией (4) (рис. 6). В результате трехмерного моделирования получены характерные распределения основных параметров в сечении инжекции (рис. 7, а) и параллельных сечению инжекции на расстоянии 15 мм (рис. 7, б) и 30 мм (рис. 7, в) соответственно.



а



б



в

Рис. 6. Распределение статического давления (а), чисел Маха (б), статических температур (в)

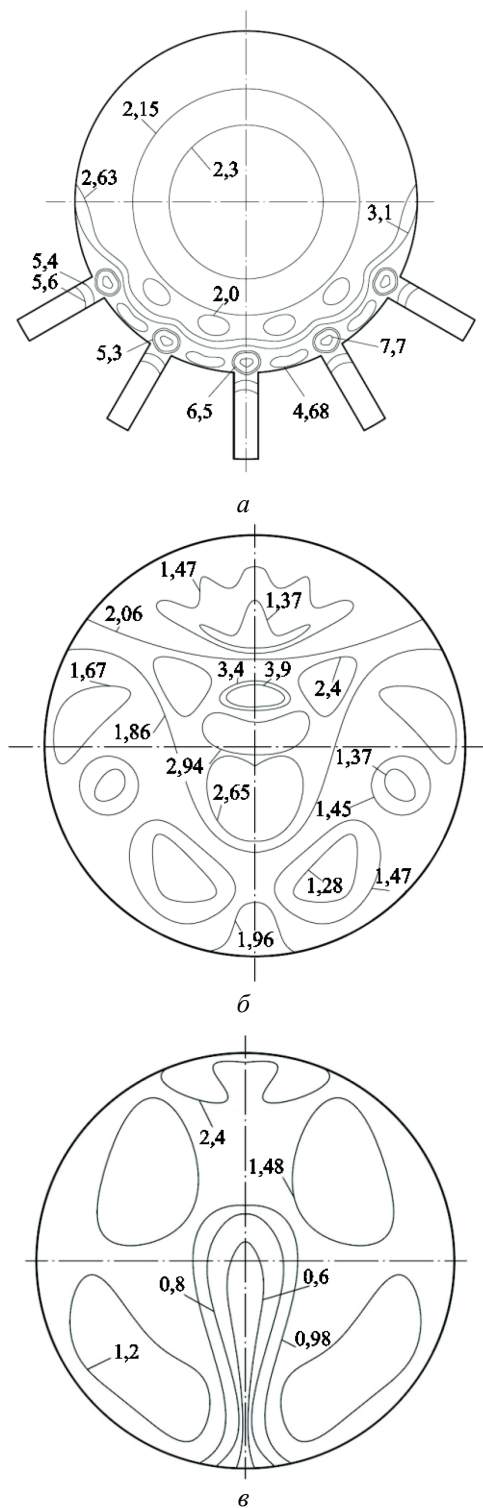


Рис. 7. Распределение изобар давления [10^5 Па]:

a — в сечении сопла в месте инъекции;

б — $\Delta x = 15$ мм; *в* — $\Delta x = 30$ мм

В результате проведенных трехмерных расчетов отклонение полученных значений управляющей силы от экспериментальных данных не превысило 5 %. Следовательно, данную модель можно использовать для дальнейших расчетов, поскольку при одинаковом расходе инжектанта управляющая сила при распределенном вдуве превышает аналогичную при одноточечном впрыске на 70 %, а потеря тяги при инъекции системы струй газа превышает на 10 % потерю тяги при инъекции газа через одно отверстие.

Заключение. Получены результаты, подтверждающие обоснованность применения полуэмпирической методики и трехмерной модели для расчета управляющей силы при несимметричном вдуве инжектанта в закритическую часть сопла.

Исходя из пространственного распределения давления в области системы отверстий инъекции можно совершенствовать рассмотренный орган управления вектором тяги.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Волков В.Т., Ягодников Д.А. *Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 296 с.
- [2] Виноцкий А.М., Волков В.Т., Волковицкий И.Г., Холодилов С.В. *Конструкция и отработка РДТТ*. Москва, Машиностроение, 1980, 230 с.
- [3] Калугин В.Т., Мордвинцев Г.Г., Попов В.М. *Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011, 527 с.
- [4] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 686 с.
- [5] Волков К.Н., Емельянов В.Н. *Моделирование крупных вихрей в расчете турбулентных течений*. Москва, Физмалит, 2008, 125 с.
- [6] Андреев А.Е., Шманенков В.Н. О параметрах отрывной зоны перед струйным препятствием. *Изв. АН СССР, МЖГ*, 1975, № 2, с. 15–18.
- [7] Белов И.А., Исаев С.А. *Моделирование турбулентных течений*. Санкт-Петербург, БГТУ, 2002, 108 с.
- [8] Ferziger J.M., Petric M. *Computational Methods for Fluid Dynamic*. Berlin, Heidelberg, 2002, 426 p.
- [9] Антонов Р.В., Гребенкин В.И., Кузнецов Н.П. *Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент*. Москва; Ижевск, НИЦ «Регулярная и хаотичная динамика», 2006, 552 с.

Статья поступила в редакцию 19.01.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Гришин И.М., Андреев Е.А., Полянский А.Р., Никитина И.Е. Расчет управляющего воздействия при вдуве струй газа в расширяющуюся часть сопла. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 8.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-8-1644>

Гришин Илья Максимович — студент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 4 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований рабочих процессов прямооточных воздушно-реактивных двигателей. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Андреев Евгений Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 30 научных работ в области двухфазных течений в газовом тракте ракетных двигателей и методологии диагностики рабочих процессов в ракетных и реактивных двигателях. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Полянский Александр Ромилович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 60 научных работ в области двухфазных течений в газовом тракте ракетных двигателей. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Никитина Ирина Евгеньевна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные и импульсные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 200 научных работ в области рабочих процессов ракетно-прямоточных двигателей. e-mail: nikitina2091@gmail.com

Computing control action parameters for gas jet injection into the expansion section of a nozzle

© I.M. Grishin, E.A. Andreev, A.R. Polyanskiy, I.E. Nikitina

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The study deals with methods of computing control force during rocket engine thrust vectoring by asymmetrically injecting gas into the expansion section of a supersonic nozzle. This technique has a number of advantages, so there exists an interest in the methods that make it possible to reliably estimate the efficiency of using this technique for thrust vectoring, to select geometric and mode parameters in advance and through this, to cut down considerably on the volume of expensive experimental development testing. We compared the results of calculations that used a semi-empirical method and the results of a 3-dimensional computation to experimental data. We studied how the way of supplying the injected gas affects the control force amplitude and the thrust loss through vectoring. For designing power plants that comprise a supersonic controller nozzle, it is possible to use the control action calculation methods considered and the data obtained.

Keywords: rocket engine, control action, injection, mathematical modelling

REFERENCES

- [1] Volkov V.T., Yagodnikov D.A. *Issledovanie i stendovaya otrabotka raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Investigation and development testing of solid propellant rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2007, 296 p.
- [2] Vinititskiy A.M., Volkov V.T., Volkovitskiy I.G., Kholodilov S.V. *Konstruktsiya i otrabotka RDTT* [Design and testing of solid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 230 p.
- [3] Kalugin V.T., Mordvintsev G.G., Popov V.M. *Modelirovanie protsessov obtekaniya i upravleniya aerodinamicheskimi kharakteristikami letatelnykh apparatov* [Modelling flow and aerodynamic property control processes in aircraft]. Moscow, BMSTU Publ., 2011, 527 p.
- [4] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Air and gas dynamics in aircraft flight controls]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 686 p.
- [5] Volkov K.N., Emelyanov V.N. *Modelirovanie krupnykh vikhrey v raschete turbulentnykh techeniy* [Modeling large-scale vortices in turbulent flow computations]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2008 125 p.
- [6] Andreev A.E., Shmanenkov V.N. *Izvestia RAN, Mekhanika Zhidkosti i Gaza — Fluid Dynamics*, 1975, no. 2, pp. 15–18.
- [7] Belov I.A., Isaev S.A. *Modelirovanie turbulentnykh techeniy* [Turbulent flow modelling]. St. Petersburg, Ustinov Baltic State Technical University Publ., 2002, 108 p.
- [8] Ferziger J.H., Peric M. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Berlin, Heidelberg, 2002, 426 p.
- [9] Antonov R.V. et al. *Organy upravleniya vektorom tyagi tverdoplivnykh raket: raschet, konstruktivnye osobennosti, eksperiment* [Thrust vector controls of solid-propellant rockets: calculation, design specifics, experiments]. Moscow-Izhevsk, Regular and Chaotic Dynamics Publ., 2006, 552 p.

Grishin I.M. (b. 1993), student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of 4 scientific publications in the field of experimental and theoretical studies of ramjet work cycles. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Andreev E.A. (b. 1961) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1984. Cand. Sci.(Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 30 scientific publications in the field of two-phase flows in rocket engine gas paths and diagnostic methodology for rocket and jet engine work cycles. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Polyanskiy A.R. (b. 1949) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1971. Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 60 scientific publications in the field of two-phase flows in rocket engine gas paths. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Nikitina I.E. (b. 1944) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1968. Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Missile and Kinetic Warfare Systems, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 200 scientific publications in the field of rocket engine and ramjet work cycles.
e-mail: nikitina2091@gmail.com