DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.04

УДК 629.7.025.36/.37:533.6

А.Г. Тимаров¹, А.Н. Ефремов¹, Р.В. Бульбович²

¹ ПАО «Научно-производственное объединение «Искра», Пермь, Россия

² Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ РАСЧЕТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ УСИЛИЙ ОТ ГАЗОВЫХ РУЛЕЙ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Представлены результаты численного моделирования, проведенного в коммерческом пакете вычислительной газодинамики (ВГД), по определению управляющих усилий (УУ) газовых рулей (ГР). Целью исследования является апробация результатов расчета по определению УУ создаваемого ГР при помощи коммерческого пакета ВГД, так как существующие инженерные методики по их оценке зачастую не позволяют выполнять расчеты с требуемой точностью. Другим стимулом для использования коммерческого пакета газодинамики является возможность более подробного рассмотрения газодинамических процессов во время функционирования ГР, а именно возможность визуализации сложной картины течения, реализующегося при взаимодействии продуктов сгорания с ГР. При проведении численного моделирования решалось несколько стационарных задач ВГД, а унесенный профиль пера ГР был создан на базе реального, который сохранился после стендовых испытаний. В процессе выполнения работы были созданы расчетные модели для начального и конечного этапов работы двигателя с учетом разгара пера ГР; создана качественная расчетная сетка; определены параметры потока, необходимые для проведения численного эксперимента с необходимой точностью; проведен анализ полученных результатов расчета, который позволил выявить особенности формирования УУ.

Ключевые слова: газовый руль, управляющее усилие, ракетный двигатель твердого топлива, численное моделирование, вычислительная газодинамика.

A.G. Timarov¹, A.N. Efremov¹, R.V. Bulbovich²

¹ PJSC Scientific-Production Association "Iskra", Perm, Russian Federation

² Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

SOME ISSUES OF CALCULATION OF STEERING EFFORTS OF ROCKET MOTOR JET VANES

This paper presents the results of numerical simulations carried out in a commercial package of computational fluid dynamics (CFD) to determine the steering effort (SE) of jet vanes (JV). The aim of this study is to test the computational results for determining SE generated by JV by means of the commercial package CFD, as existing methods to assess the control efforts are often not enough to satisfy the required accuracy. Another incentive for use of commercial gas dynamic package is the ability to consider dynamic processes in detail during the operation of the JV, namely, the ability to visualize complex flow patterns occurring in the interaction of the combustion products with JV. During the numerical simulation some stationary CFD problems were solved. The profile of the JV erosion was created on the basis of the real one preserved after firing bench tests. Computational models for the initial and final phases of the motor operation were made, taking into account the JV erosion. A high-quality computational grid was created. The flow parameters required for carrying out the numerical experiment with the required accuracy were found. The computational results revealing features of SE formation were analyzed. The paper provides comparing the results of solving the problem in three-dimensional statement with the processed results of the firing bench tests which showed a qualitative agreement with acceptable accuracy.

Keywords: jet vane, steering effort, solid rocket motor, numerical simulation, computational fluid dynamics.

Газовый руль (ГР) из всего многообразия органов управления является одним из наиболее простых устройств, предназначенных для управления вектором тяги за счет создания боковых управляющих усилий (УУ) и вращательных моментов при работе реактивного двигателя. Как правило, ГР используются в ракетных двигателях твердого топлива (РДТТ) в комбинации с аэродинамическими органами управления, так как за счет единого рулевого привода ГР обеспечивают требуемую траекторию на начальном участке движения ракеты до того момента, пока аэродинамическое управление не станет эффективным.

Как известно, УУ возникает при отклонении пера ГР на некоторый угол [1–4]. Расчет боковой силы сводится к определению площади боковой поверхности пера, выбору формы поперечного сечения, определению потерь тяги двигателя, а также определению шарнирного момента в зависимости от угла поворота ГР. Получение достоверных результатов при этом затруднительно:

- из-за неравномерности газового потока на выходе из сопла;
- сложного профиля руля;
- процессов взаимодействия газового потока с ГР и стенками сопла, приводящих к сложной системе скачков уплотнения.

В настоящее время существует множество исследований по оценке характеристик ГР, в том числе с использованием пакетов вычислительной гидродинамики, как в России [5], так и за рубежом [6–8].

В настоящей работе представлены результаты численного моделирования в коммерческом пакете вычислительной газодинамики (ВГД) по анализу формирования УУ при отклонении ГР в начале и в конце работы РДТТ. При этом конечный профиль пера был воспроизведен с сохранившегося после проведения стендовых испытаний (СИ).

Расчеты проводились как в полностью трехмерной постановке, где рассматривалось участие в формировании УУ всех ГР, так и для расчетного сектора, угол которого составил 90° с одним ГР. Угол отклонения пера для проведения численного моделирования был принят равным $0,8\delta_{\max}$ (80 % от предельного угла отклонения) [9]. Для решения задачи в полностью трехмерной постановке рассматривалось два расчетных случая:

- 1) отклонение одной пары ГР в одной плоскости;
- 2) отклонение всех ГР.

На рис. 1 представлены схематичные изображения начальной (рис. 1, а) и конечной (рис. 1, б) моделей пера ГР, которые использовались при решении задачи.

Рис. 1. Профиль пера ГР в начале и в конце работы РДТТ

Численное моделирование проводилось в стационарной постановке. При этом были выбраны следующие параметры потока:

- модель турбулентности: модель переноса касательного напряжения (SST);
- модель теплообмена: модель полной энергии (представляет сжимаемое течение, в котором плотность является функцией давления).

Свойства продуктов сгорания (ПС) определялись из термодинамического расчета, по результатам которого были найдены термодинамические и теплофизические характеристики [10]. Коэффициент динамической вязкости и коэффициент теплопроводности были аппроксимированы по формуле Сазерленда [11].

При описании локальных граничных условий на «входе» был задан равномерный подвод ПС с массовым расходом и температурой в камере сгорания РДТТ [12, 13]. «Стенка» была задана гидравлически гладкой адиабатической поверхностью без проскальзывания. В качестве условия «выхода» принималась открытая поверхность со стандартными атмосферными усло-

виями. Для задач, где рассматривался расчетный сектор, по краям модели было задано условие «симметрии».

Примеры расчетной модели и описания граничных условий приведены на рис. 2.

Рис. 2. Пример расчетной геометрии для сектора с одним ГР

Следует отметить, что особенностью рассматриваемой конструкции является наличие за срезом сопла защитного экрана, который оказывает существенное влияние на формирование УУ.

На первом этапе была рассмотрена расчетная геометрия с одним ГР (расчетный сектор 90°). На рис. 3 представлены изолинии давления по стенке конструкции, приведенные относительно давления в камере сгорания в логарифмической шкале.

Рис. 3. Распределение относительного давления по конструкции

Из рисунка следует, что при отклонении ГР на некоторый угол давление, действующее на конструкцию, перераспределяется как на раструбе сопла, так и на остальных элементах конструкции, расположенных вблизи от зоны установки ГР.

Ниже приведено распределение составляющих боковой силы по всем элементам конструкции для исходного профиля пера ГР в начале работы РДТТ. За 100 % принята результирующая сила.

Распределение УУ по конструкции

Боковая сила, создаваемая...	УУ, %
...соплом	-13,2
...защитным экраном за срезом сопла	-16,2
...тарелью	4,6
...пером ГР	124,8
Итого	100

Из приведенного распределения следует, что усилия, которые возникают на пере, приблизительно на 25 % больше результирующей силы, снижение которой происходит за счет возникновения перепада давлений на сопле и защитном экране. Данный перепад приводит к формированию силы, направленной в противоположную УУ сторону, ее создают перо ГР и тарель, в результате чего снижается эффективность данного органа управления

Из рис. 3 также следует, что перераспределение давления носит ярко выраженный асимметричный характер. Ввиду этого для оценки возможного взаимного влияния ГР на УУ при их совместной работе проведено численное моделирование для всей конструкции.

На рис. 4 приведены изолинии относительного давления при отклонении пары ГР в одной плоскости (рис. 4, а) и изолинии чисел Маха на срезе сопла (рис. 4, б). На рис. 5 приведены изолинии относительного давления, где представлены различные положения ГР относительно друг друга.

Рис. 4. Изолинии относительного давления и числа Маха при отклонении пары ГР

По рис. 5 можно оценить характер перераспределения давления в зависимости от отклонения пера ГР относительно друг друга. Так, наибольшая величина давления на защитном экране реализуется при положении 5, когда задние кромки ГР направлены навстречу друг другу. В то же время наименьшая величина давления на защитном экране может достигаться, когда один ГР не отклонен (положение 1) или же когда лобовые кромки ГР направлены навстречу друг другу (положение 3). Таким образом, при различном положении ГР относительно друг друга

происходит заметное перераспределение давления на защитном экране. Однако, как показано на рис. 6, на величине УУ взаимное влияние положения рулей практически не сказывается.

Рис. 5. Изолинии относительного давления

На рис. 6 приведена гистограмма относительного УУ для расчетных случаев с начальным профилем пера.

Рис. 6. График сравнения расчетной и опытной оценок УУ

При анализе результатов расчета (см. рис. 6) можно отметить, что величина УУ, полученная при моделировании расчетных случаев с четырьмя ГР, несколько меньше величины, которая была получена при моделировании расчетного сектора. Таким образом, с одной стороны, результаты численного эксперимента для трехмерных моделей несколько ближе к величине, полученной опытным путем, а с другой – свидетельствует о достаточной достоверности расчетов, выполненных для сектора 90° .

В связи с этим заключительная задача по определению УУ с учетом эрозионного уноса ГР была проведена для расчетного сектора, аналогично первому расчетному случаю.

Помимо УУ, при проектировании и отработке ГР важную роль играют их аэродинамические коэффициенты, к которым относятся коэффициент лобового сопротивления c_x и боковой силы c_y [1, 2, 14, 15]. Оценка данных параметров была проведена для расчетных секторов с начальным и конечным профилем пера, и они были вычислены по формулам

$$c_x = \frac{P_x}{\frac{\rho_a v_a^2}{2} S_p},$$

$$c_y = \frac{P_y}{\frac{\rho_a v_a^2}{2} S_p},$$

где P_x и P_y – усилия на ГР; ρ_a – плотность потока перед ГР; v_a – скорость потока перед ГР; S_p – площадь руля в плане.

В таблице приведены коэффициенты лобового сопротивления и боковой силы для начального и конечного профиля пера ГР.

Аэродинамические коэффициенты ГР

Профиль пера	Коэффициент лобового сопротивления c_x	Коэффициент боковой силы c_y
Исходный профиль пера (начало работы)	0,28	0,43
Унесенный профиль пера (конец работы)	0,35	0,34

Из таблицы следует, что снижение площади руля в плане приводит к снижению боковой силы на 21 %, а затупление лобовой кромки приводит к росту лобового сопротивления на 25 %.

Для подтверждения достоверности полученных результатов было проведено сравнение с экспериментальными данными, полученными во время проведения СИ (см. рис. 7). В данном случае за 100 % было принято среднее значение УУ по СИ в начале работы двигателя.

Рис. 7. График сравнения расчетной и опытной оценок УУ:

♦ – экспериментальные данные; — – расчетная величина

Из рис. 7 следует, что результаты численного эксперимента по определению УУ завышены от 8 до 13 % для расчетных случаев с начальным профилем пера и до 20 % – для заключительного с унесенным профилем пера. При этом необходимо отметить, что превышение опытных значений для начального момента времени отличается в зависимости от выбора расчетной геометрии (8–9 % – трехмерная постановка; 12–13 % – расчетный сектор 90°).

Такое расхождение численного эксперимента и опытных данных может быть связано с различными факторами (в том числе допущениями, принятыми при задании свойств ПС, граничных условий, и упрощением расчетной геометрии). Рост погрешности расчета в конце работы помимо всего прочего связан с искажением геометрии проточного тракта из-за уноса части материала стенок – фактическую геометрию тракта в конце работы РДТТ сложно воспроизвести.

Несмотря на завышенную оценку УУ в начале и в конце работы, данная методика является приемлемой для проведения расчетов, связанных с проектированием ГР.

На основании представленных исследований можно сделать следующие выводы:

Проведено численное моделирование в коммерческом пакете ВГД по определению УУ с использованием имеющихся экспериментальных данных.

Проведен анализ влияния особенностей конструкции на результирующую величину УУ при отклонении ГР.

Расчет в полностью трехмерной постановке дает несколько более точные результаты по сравнению с расчетом сектора с одним ГР.

Для рассматриваемой конструкции взаимное влияние положения ГР на величину УУ незначительно.

Полученные результаты численного моделирования по определению УУ превышают опытные значения приблизительно на 8–13 % для исходной геометрии и 15–20 % для конечной, однако данная погрешность является приемлемой для проведения проектных и справочных расчетов.

Библиографический список

1. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент / Р.В. Антонов, В.И. Гребенкин, Н.П. Кузнецов [и др.]. – М.: Ижевск: Регулярная и хаотическая динамика, 2006. – 551 с.
2. Калугин В.Т. Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов: учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 688 с.
3. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: учебник для машиностроит. вузов. – М.: Машиностроение, 1987. – 325 с.
4. Мельников Д.А., Пирумов У.Г. Сопла реактивных двигателей // Аэромеханика и газовая динамика / отв. ред. акад. В.В. Струминский. – М.: Наука, 1976. – С. 57–75.
5. Кочетков Ю.М., Борисов Д.М. Структура течения вблизи газодинамических рулей // Двигатель. – 2001. – № 6. – С. 26–27.
6. Roger R., Chan S., Hunley J. CFD analysis for the lift and drag on a fin/mount used as a jet vane TVC for boost control // AIAA Paper. – 1995. – AIAA-1995-83.
7. Murty M.S.R.C., Rao M.S., Chakraborty D. Numerical simulation of nozzle flow field with jet vane thrust vector control // Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng. – 2010. – Vol. 224, № 5. – P. 541–548.
8. Murty M.S.R.C., Chakraborty D. Numerical characterisation of jet-vane based thrust vector control system // Defence science Journal. – 2015. – Vol. 65, № 4. – P. 261–264.
9. Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками / А.И. Бабкин, С.И. Белов, Н.Б. Рутовский [и др.]. – М.: Машиностроение, 1986. – 456 с.
10. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: справочник. – М.: Машиностроение, 1988. – 239 с.
11. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. – М.: Энергия, 1974. – 592 с.
12. Газодинамические функции / Ю.Д. Иров, Э.В. Кейль, Б.Н. Маслов [и др.]. – М.: Машиностроение, 1965. – 399 с.
13. Лаврухин Г.Н. Аэродинамика реактивных сопел. Т. 1. Внутренние характеристики сопел. – М.: Физматлит, 2003. – 376 с.
14. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Д.М. Борисов [и др.]. – М.: Машиностроение, 2004. – 511 с.
15. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов, В.Ф. Захарченко. – М.: Высш. шк., 1968. – 722 с.

References

1. Antonov R.V., Grebenkin V.I., Kuznetsov N.P. et al. Organy upravleniya vektorom tyagi tverdotoplivnykh raket: raschet, konstruktivnye osobennosti, eksperiment [Thrust vector control of solid-propellant rockets: calculation, design features, experiment]. Moscow - Izhevsk, Nauchno-izdatelskiy tsentr «Regulyarnaya i khaoticheskaya dinamika», 2006, 551 p.

2. Kalugin V.T. Aerodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov [Aerodynamics of flight control of aircrafts]. Moscow, Moskovskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet imeni N.E. Bauman, 2004. 688 p.
3. Fakhrutdinov I.Kh., Kotelnikov A.V. Konstruktsiya i proektirovanie raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Construction and design of solid rocket motors]. Moscow, Mashinostroenie, 1987, 325 p.
4. Melnikov D.A., Pirumov U.G., Sergienko A.A. Sopla reaktivnykh dvigateley [Jet nozzles]. In book Aeromekhanika i gazovaya dinamika [Aeromechanics and gas-dynamics]. Ed. V.V. Struminskiy. Moscow, Nauka, 1976.
5. Kochetkov Yu.M., Borisov D.M. Struktura techeniya vblizi gazodinamicheskikh ruley [Flow pattern near jet vanes]. *Dvigatel*, 2001, no. 6, pp. 26-27.
6. Roger R., Chan S., Hunley J. CFD analysis for the lift and drag on a fin/mount used as a jet vane TVC for boost control. *AIAA Paper*, 1995, AIAA-1995-83.
7. Murty M.S.R.C., Rao M.S., Chakraborty D. Numerical simulation of nozzle flow field with jet vane thrust vector control. *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, 2010, vol. 224, no. 5, pp. 541-548.
8. Murty M.S.R.C., Chakraborty D. Numerical characterisation of jet-vane based thrust vector control system. *Defence science Journal*, 2015, vol. 65, no. 4, pp. 261-264.
9. Babkin A.I., Belov S.I., Rutovskiy N.B. et al. Osnovy teorii avtomaticheskogo upravleniya raketnymi dvigatelnyimi ustanovkami [The foundations of the automatic control theory of rocket propulsion systems]. Moscow, Mashinostroenie, 1986, 456 p.
10. Shishkov A.A., Panin S.D., Rumyantsev B.V. Rabochie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva: Spravochnik [Internal processes in solid rocket motors: Handbook]. Moscow, Mashinostroenie, 1988, 239 p.
11. Deych M.E. Tekhnicheskaya gazodinamika [Engineering gas dynamics]. Moscow, Energiya, 1974, 592 p.
12. Irov Yu.D., Keyl E.V., Maslov B.N. et al. Gazodinamicheskie funktsii [Gas-dynamic functions]. Moscow, Mashinostroenie, 1965, 399 p.
13. Lavrukhin G.N. Aerodinamika reaktivnykh sopel. Tom 1. Vnutrennie kharakteristiki sopel [Internal characteristics of the nozzles]. Moscow: Fizmatlit, 2003, 376 c.
14. Gubertov A.M., Mironov V.V., Borisov D.M. et al. Gazodinamicheskie i teplofizicheskie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva [Gas-dynamic and thermal processes in solid rocket motors]. Moscow, Mashinostroenie, 2004, 511 p.
15. Krasnov N.F., Koshevoy V.N., Danilov A.N., Zakharchenko V.F. Aerodinamika raket [Rocket aerodynamics]. Moscow, Vysshaya shkola, 1968, 722 p.

Об авторах

Тимаров Алексей Георгиевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор 2-й категории сектора газодинамических и термодинамических расчетов, отдел по энергетическим установкам ПАО «Научно-производственное объединение “Искра”» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, д. 28, e-mail: tag703@iskra.perm.ru).

Ефремов Андрей Николаевич (Пермь, Россия) – начальник сектора газодинамических и термодинамических расчетов, отдел по энергетическим установкам ПАО «Научно-производственное объединение “Искра”» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, д. 28, e-mail: ean703@iskra.perm.ru).

Бульбович Роман Васильевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: dekan_akf@pstu.ru).

About the authors

Aleksey G. Timarov (Perm, Russian Federation) – Designer Engineer, Propulsion Systems Department, PJSC Scientific-Production Association “Iskra” (28, Academica Vedeneyeva st., Perm, 614038, Russian Federation, e-mail: tag703@iskra.perm.ru).

Andrey N. Efremov (Perm, Russian Federation) – Chief of Sector, Propulsion Systems Department, PJSC Scientific-Production Association “Iskra” (28, Academica Vedeneyeva st., Perm, 614038, Russian Federation, e-mail: ean703@iskra.perm.ru).

Roman V. Bulbovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: dekan_akf@pstu.ru).

Получено 28.09.2016