



УДК 629.7.025.37

А. Г. Тимаров, А. Н. Ефремов, Р. В. Бульбович

Численное моделирование влияния уноса газовых рулей на управляющие усилия

Разработана инженерная методика расчета по определению управляющих усилий, создаваемых за счет отклонения газовых рулей в составе ракетного двигателя твердого топлива, с использованием современных вычислительных средств. Наряду с апробацией результатов расчета, целью исследования является возможность более детального изучения влияния газовых рулей на течение в ракетном двигателе с последующей визуализацией протекающих процессов.

Ключевые слова: газовые рули, вычислительная гидродинамика, органы управления вектором тяги, ракетный двигатель твердого топлива.

Наиболее распространенный способ управления вектором тяги – использование газовых рулей (ГР), с помощью которых реализуются боковые управляющие усилия (УУ) и вращательные моменты при работе реактивных двигателей. ГР являются одними из самых простых устройств из всего многообразия органов управления (ОУ). ГР устанавливаются, как правило, в ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) различных классов и назначений. Необходимость их использования обусловлена созданием значительных УУ в течение относительно небольшого времени в начальный момент работы двигателя, когда ракета только набирает скорость.

УУ возникает при отклонении пера ГР на некоторый угол [1, 2, 3]. Расчет обеспечения необходимого УУ сводится к определению площади боковой поверхности, потерь тяги двигателя, шарнирного момента в зависимости от угла поворота ГР и к выбору формы поперечного сечения. Получение достоверных результатов при этом затруднительно из-за неравномерности газового потока на выходе из сопла, профиля руля и процессов взаимодействия потока с ГР и стенками сопла, приводящих к сложной системе скачков уплотнения.

Значения коэффициентов лобового сопротивления c_x и подъемной силы c_y определяются профилем ГР [1]. Данные коэффициенты можно вычислить по результатам испытаний и/или численного моделирования с определением составляющих УУ P_x и P_y по формулам:

$$c_x = \frac{P_x}{\frac{\rho_a v_a^2}{2} S_p}; \quad (1)$$

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

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.

Также в настоящее время существует ряд эмпирических методов [4], которые связаны с определением скорости уноса материалов под действием высокотемпературного потока продуктов сгорания (ПС).

Наиболее перспективным направлением по определению УУ в процессе работы РДТТ является использование современных пакетов вычислительной гидродинамики. Более того, при комбинации накопленных знаний, с помощью которых можно доработать существующие расчетные методики, с коммерческими пакетами численного моделирования появится возможность реализовать расчетную инженерную методику, позволяющую прогнозировать значение УУ с удовлетворительной точностью в процессе работы РДТТ.

В данной статье описан способ определения УУ, возникающего при отклонении ГР в начале и в конце работы РДТТ, в коммерческом пакете вычислительной гидродинамики. Необходимо отметить, что при решении этой задачи рассматривают две стационарные постановки численного эксперимента с начальным профилем пера ГР, а также с унесенным профилем, который воссоздан по реальному перу, сохранившемуся после стендовых испытаний.

Решение задачи проводилось в трехмерной постановке. Для упрощения, а также для уско-

рения расчета был построен расчетный сектор с одним ГР. Угол такого сектора составил 90° .

Для лучшей сходимости задачи подводящий канал и расчетная область за соплом смоделированы условно. При этом подводящий канал представляет собой цилиндрический участок, созданный для обеспечения равномерного распределения продуктов сгорания перед критическим сечением сопла.

Рассматривалась геометрия только с одним отклоненным пером ГР. При расчете модели, соответствующей концу работы РДТТ, помимо профиля пера ГР принимали во внимание такие характеристики, как диаметр критического сечения и диаметр среза сопла. Унос материала прочих конструктивных элементов РДТТ не учитывался.

На рис. 1 представлены схематичные изображения начальной и конечной моделей пера ГР, которые использовались при проведении расчетов.

Как оговаривалось ранее, 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);

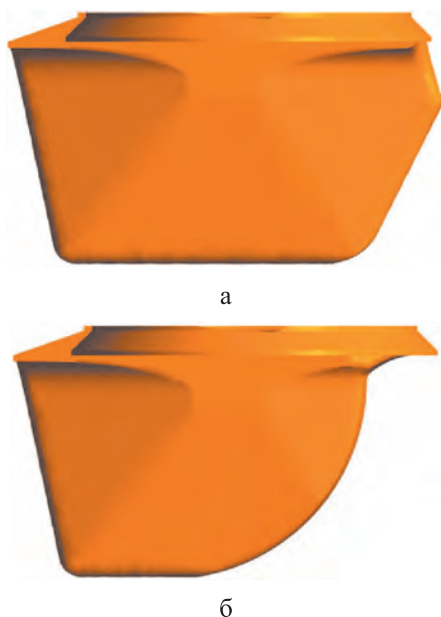


Рис. 1. Профиль пера ГР в начале (а) и в конце (б) работы РДТТ

- рабочее тело – продукты сгорания твердого топлива с конденсированной фазой.

Свойства ПС определялись по результатам термодинамического расчета (термодинамические и теплофизические характеристики продуктов сгорания топлива). Коэффициенты динамической вязкости и теплопроводности были аппроксимированы по формуле Сатерленда [5].

В решении данной задачи учитывались частицы конденсированной фазы, рассчитанные в лагранжевой модели движения, с определением ее траектории. Перемещение частиц решалось в однонаправленной постановке, а их влияние на газодинамические параметры было учтено при проведении термодинамического расчета продуктов сгорания твердого топлива. Хотя частицы конденсированной фазы характеризуются разным диаметром, они моделируются как движущиеся точки, которые в протяженной среде не занимают объема. Взаимодействие частиц между собой также не учитывалось.

Стоит отметить, что распределение частиц по размерам соответствовало нормально-логарифмическому закону [6].

При описании локальных граничных условий на входе были заданы равномерный подвод ПС с массовым расходом и температурой в камере сгорания РДТТ, а также массовый расход для частиц конденсированной фазы. Условие стенки описывалось адиабатической поверхностью с коэффициентом отскока частиц равным нулю, т. е. к-фаза прилипает при взаимодействии со стенкой. В качестве условия выхода принималась открытая поверхность со стандартными атмосферными условиями.

Расчетная область с обозначенными граничными условиями приведена на рис. 2.

Расчеты проводились при отклонении пера ГР на угол, равный 80 % от предельного отклонения ГР.

В табл. 1 приведены коэффициенты лобового сопротивления и боковой силы для начального и конечного профиля пера ГР, которые определялись по формулам (1) и (2).

Из табл. 1 следует, что коэффициент лобового сопротивления для начального и конечного профилей пера ГР при одних и тех

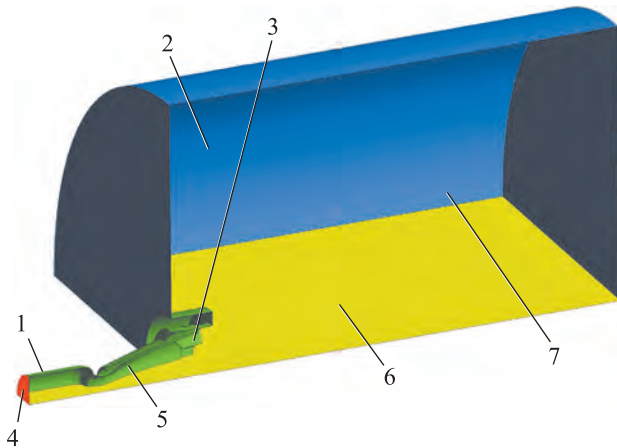


Рис. 2. Расчетная область с обозначением типов граничных условий:
 1 – подводящий канал; 2 – область за соплом; 3 – газовый руль; 4 – условие входа; 5 – адиабатическая стенка; 6 – условие симметрии; 7 – открытая поверхность

же уровне давления в камере сгорания и угле отклонения одинаков. В то же время коэффициент боковой силы снижается практически в два раза.

На рис. 3 показаны изолинии давления по стенке конструкции, приведенные относительно давления в камере сгорания в логарифмической шкале для начала и для конца работы двигателя соответственно. При отклонении ГР на некоторый угол давление, действующее на конструкцию, перераспределяется как на раструбе сопла, так и на остальных элементах, расположенных вблизи от зоны установки (см. рис. 3).

В табл. 2 приведено распределение составляющих боковой силы по всей конструкции для исходного профиля пера ГР в начале работы РДТТ. За 100 % принята результирующая сила.

Из табл. 2 следует, что усилия, которые возникают на пере, приблизительно на 25 % больше итогового УУ. Снижение боковой силы происходит вследствие возникновения перепада давлений на сопле и защитном экране, создающего усилие, направленное в сторону, противоположную УУ, которое производят перо ГР и тарель. Это снижает эффективность

Таблица 1
 Аэродинамические коэффициенты ГР

Профиль ГР	Коэффициент лобового сопротивления, c_x	Коэффициент боковой силы, c_y
Исходный профиль пера	0,27	0,43
Унесенный профиль пера	0,27	0,26

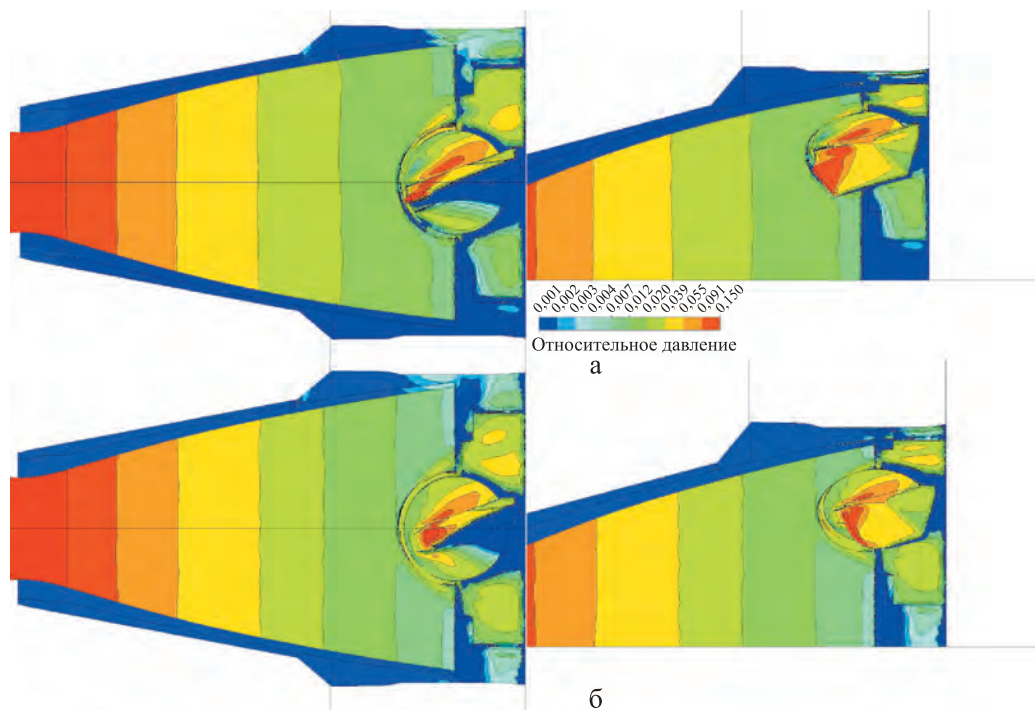


Рис. 3. Распределение относительного давления по конструкции:
 а – начало работы РДТТ; б – конец работы РДТТ



Таблица 2

Распределение УУ по конструкции

Боковая сила, создаваемая:	УУ, %
соплом при перераспределении давления	-13,2
защитным экраном за срезом сопла	-16,2
хвостовым отсеком	0,7
тарелью	3,9
пером ГР	124,8
Итого	100

данного органа управления. В то же время сила, возникающая в хвостовом отсеке, не оказывает значительного влияния на итоговое УУ и составляет меньше 1 %.

Для подтверждения достоверности этих результатов было проведено их сравнение с экспериментальными данными, полученными во время стендовых испытаний (рис. 4). За 100 % было принято среднее значение УУ

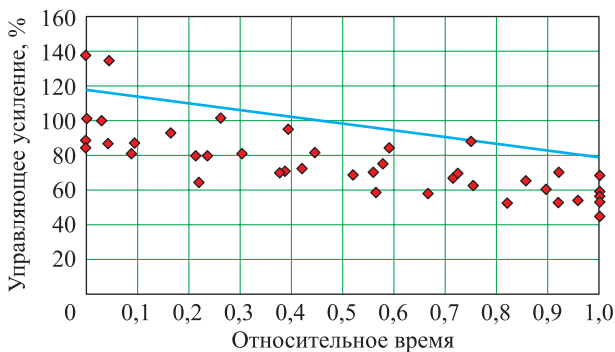


Рис. 4. График сравнения расчетной и опытной оценки УУ:

◆ – экспериментальные данные; — расчетная величина

по стендовым испытаниям в начале работы двигателя. Результаты численного эксперимента по определению УУ оказались завышены приблизительно на 20 % как для первого, так и для второго расчетного случая (см. рис. 4). Такое расхождение численного моделирования в коммерческом пакете и опытных данных может быть вызвано различными факторами:

- существенным разбросом экспериментальных данных;
- принятыми допущениями в расчетной геометрии;
- моделированием работы лишь одного ГР из четырех без учета их взаимовлияния;
- принятыми допущениями при описании граничных условий.

Несмотря на завышенную оценку УУ в начале и в конце работы при отклоненном ГР, данная методика приемлема для проведения проектных и проверочных расчетов, а также полезна для анализа нештатных ситуаций, например последствий некорректной установки ГР на испытываемое изделие.

Выводы:

- проведено численное исследование по определению УУ с использованием имеющихся экспериментальных данных по стендовым испытаниям для начального (исходная форма пера ГР) и конечного (унесенный профиль пера ГР) моментов работы двигателя;

- полученные результаты численного моделирования превышают опытные значения приблизительно на 20 %, однако данная погрешность является приемлемой для проведения проектных и справочных расчетов;

- расчетная методика требует дополнительной доработки, направленной на более полный учет факторов и повышение точности определения УУ.

Список литературы

1. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент / *Р. В. Антонов* и др. Москва-Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2006. 552 с.
2. *Калугин В. Т.* Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов: учебное пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 688 с.
3. *Столбовской В. Н.* Математическое моделирование взаимодействия внутрискруйных газовых рулей с двухфазным газовым потоком: дис. ... канд. техн. наук. Тула, 2011. 134 с.
4. *Губертов А. М., Миронов В. В., Борисов Д. М.* Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М.: Машиностроение, 2004. 512 с.
5. *Дейч М. Е.* Техническая газодинамика. М.: Энергия, 1974. 592 с.
6. Двухфазные моно- и полидисперсные течения газа с частицами / *Л. Е. Стернин* и др. М.: Машиностроение, 1980. 172 с.

Поступила 23.11.16



Тимаров Алексей Георгиевич – инженер-конструктор 2-й категории Научно-производственного объединения «Искра», г. Пермь.

Область научных интересов: гидрогазодинамика, программно-вычислительные комплексы, численное моделирование, ракетостроение, газоперекачивающее оборудование.

Ефремов Андрей Николаевич – начальник сектора 06 отдела 703 Научно-производственного объединения «Искра», г. Пермь.

Область научных интересов: гидрогазодинамика, программно-вычислительные комплексы, численное моделирование, ракетостроение, газоперекачивающее оборудование.

Булбович Роман Васильевич – д-р техн. наук, профессор, декан аэрокосмического факультета Пермского национального исследовательского политехнического университета, г. Пермь.

Область научных интересов: газо- и аэродинамика, динамика летательных аппаратов, механика композиционных материалов, газотурбинная техника.

Numerical simulation of jet vane carry-over effect on steering effort

By using advanced computational tools, we developed an engineering design procedure to determine the steering effort generated due to the deviation of the jet vane in the solid engine. In addition to testing the calculation data, the aim of this study is to have an opportunity of a more detailed examination of the jet vane effect on the flow in a rocket engine, followed by visualization of the processes.

Keywords: jet vane, computational fluid dynamics, thrust vector controls, solid engine.

Timarov Aleksey Georgievich – second class design engineer of Research and Production Association Iskra, Perm.

Science research interests: fluid dynamics, software and computing systems, numerical simulation, rocket production, gas-pumping equipment.

Efremov Andrey Nikolaevich – Head of Sector 06, Department 703, Research and Production Association Iskra, Perm.

Science research interests: fluid dynamics, software and computing systems, numerical simulation, rocket production, gas-pumping equipment.

Bulbovich Roman Vasilievich – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Dean of Aerospace Faculty, Perm National Research Polytechnic University.

Science research interests: gas and aerodynamics, flight dynamics, composite mechanics, gas turbine machinery.