

МОДЕЛИРОВАНИЕ В ПАКЕТЕ ПРОГРАММ «ЛОГОС» ТЕЧЕНИЯ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

О. О. Осколкова, С. В. Аксенов, Д. А. Корчажкин, А. Ю. Пузан

ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», г. Саров Нижегородской обл.

Введение

Газодинамика течения струй двигательных установок (далее – ДУ) во время старта ракет-носителей (далее – РН) сопровождается значительными ударно-волновыми воздействиями на сооружения стартового комплекса, в результате которых последние подвергаются интенсивному силовому и тепловому воздействию. В данном случае структура струйных течений представляет собой систему волн разрежения и скачков уплотнения (особенно интенсивных на начальном участке струи). При этом происходит турбулентное смешение газов истекающей струи с воздухом, приводящее к постепенному выравниванию давления в струе и догоранию топлива.

Необходимость снижения нагрузок на РН определяет облик стартового сооружения, обеспечивающего отвод высокотемпературных газов от изделия. В связи с этим выдвигаются повышенные требования к экспериментальным и расчетно-теоретическим методам, используемым на этапе наземной отработки газодинамики старта РН, что подразумевает большой объем экспериментальных исследований на разномасштабных моделях. Однако при проведении испытаний трудно учесть степень влияния всех факторов на процесс. В связи с этим наряду с экспериментальной отработкой изделий ракетно-космической техники в настоящее время широко применяются методы математического моделирования [1, 2], которые позволяют уменьшить объем экспериментальных исследований, тем самым заметно сокращая сроки проектирования изделия и конечную стоимость проекта.

Актуальные задачи газодинамики струйных течений

К актуальным задачам исследований газодинамики струйных течений в ракетно-космической отрасли относят моделирование старта РН с учетом ударно-волновых, акустических и тепловых воздействий струй ДУ на ракету и пусковые установки, моделирование разделения ступеней с учетом взаимодействия одноблочной и многоблочной струй с преградами, а также с учетом газодинамических и тепловых нагрузок от воздействия струй ДУ на отражатель отделяемого блока при «горячем» разделении ступеней.

Моделирование струй ДУ РН предполагает разделение на ряд отдельных подзадач со своими характерными особенностями формирования струй и учета моделируемых процессов. К таким задачам относят:

- течение газа в соплах и предсопловых объемах;
- формирование газодинамических разрывов на кромке сопла и их распространение в неравномерных течениях;
- распространение пульсаций по неравномерным потокам и взаимодействие акустических волн с газодинамическими разрывами;
- учет процессов догорания компонентов топлива;
- натекание на преграды, расположенные под разными углами к оси струи;
- физико-химические реакции в горючих смесях;
- теплообмен между потоками и твердыми поверхностями.

Проблемой, вызывающей наибольшие трудности при численном исследовании струйных течений, является моделирование турбулентной вязкости, посредством которой вычисляются осредненные параметры турбулентного потока. Не существует универсальной математической модели для расчета турбулентной вязкости, поэтому для выбора оптимальной модели турбулентности для данного класса задач необходимо проведение многочисленных расчетных исследований и сравнение полученных результатов с экспериментальными данными.

Моделирование струй двигательных установок в пакете программ «ЛОГОС»

В данной работе приводятся результаты численного исследования возможностей пакета программ «ЛОГОС» [3, 4] (далее – ПП ЛОГОС) разработки ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» по моделированию течений струй ДУ РН. В качестве критерия корректности результатов расчетов в ПП ЛОГОС приводится их сравнение с экспериментальными данными из открытых источников.

Для расчета струйных течений ПП ЛОГОС располагает следующими функциональными возможностями:

- наличие ряда моделей турбулентности (SA, SST, RSM, LES, DDES, IDDES, EDES) [4];

- учет физико-химических реакций (модель распада вихрей Eddy Break-up, модель диссипации вихрей Eddy Dissipation Concept) [5];

- автоматическая адаптация расчетной сетки под особенности решения для более точного описания течений в присутствии скачков давления и плотности [6], а также перепадов числа Маха;

- использование технологии проведения расчетов на сетках с перекрытием типа «Химера» [7] для учета подвижных элементов конструкции при разделении ступеней РН.

При моделировании газодинамики разделения ступеней важно корректно описывать взаимодействие струй продуктов сгорания ракетного двигателя с отражателем отделяемого блока. В данной работе приведены результаты расчетов в ПП ЛОГОС модельной задачи по взаимодействию одноблочных и многоблочных газодинамических струй с преградой. Исследовалось влияние различных моделей турбулентности и применения технологии адаптации расчетной сетки к особенностям решения на итоговое распределение давления по преграде.

Стоит отметить, что выбор расчетной сетки для данной задачи был обусловлен проведенными исследованиями на сеточную сходимость. Для этого была проведена серия расчетов на сеточных моделях содержащих 3,16; 7; 16,5 и 20 млн. ячеек. Расчеты по исследованию сеточной сходимости проводились с использованием модели турбулентности SST. Полученные результаты позволили сделать вывод, что сеточная сходимость достигнута для модели размером 16,5 млн. ячеек, однако очевидно, что увеличение размерности сеточной модели неизбежно приводит к увеличению потребляемых вычислительных ресурсов. Для частичного решения данной проблемы авторами было решено воспользоваться технологией адаптации расчетной сетки под особенности решения. Из базовой сеточной модели размером 3,16 млн. ячеек после использования адаптации была получена сетка с общим количеством расчетных объемов 12,5 млн. При этом результаты, полученные на сетках 12,5 и 16,5 млн. ячеек, согласуются

с хорошей точностью, поэтому для дальнейших расчетов использовалась адаптированная к особенностям решения сеточная модель размерностью 12,5 млн. ячеек.

В рамках исследования влияния различных моделей турбулентности на итоговое распределение давления по преграде были проведены расчеты с моделями турбулентности SST и SA. На рис. 1 приведены результаты расчетов моделирования взаимодействия многоблочных струй с преградой с использованием моделей турбулентности SA и SST. На основе полученных результатов можно сделать вывод, что более согласованные результаты с экспериментом дает модель турбулентности SST на сеточной модели, полученной в результате применения технологии адаптации сеточной модели к особенностям решения.

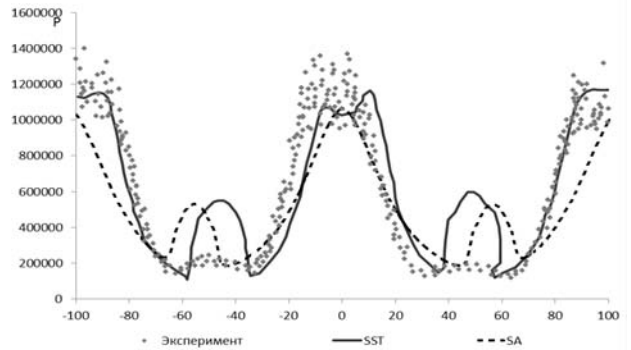
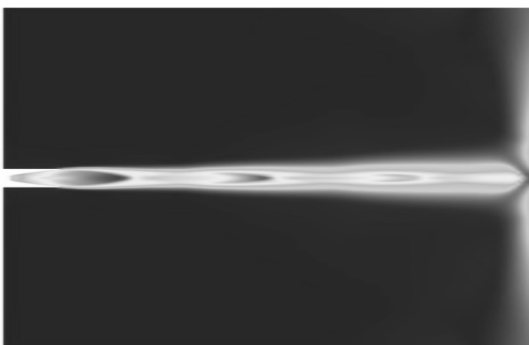
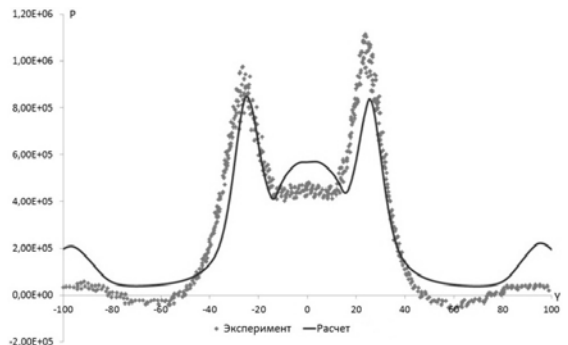


Рис. 1. Графики распределения давления по преграде многоблочной компоновки с моделями турбулентности SST и SA в сравнении с экспериментом

На рис. 2, 3 представлены поля распределения числа Маха в продольном сечении расчетной области, а так же графики распределения давления по преграде, полученные в результате расчетов в ПП ЛОГОС и экспериментально [8] для одноблочной и многоблочной компоновок ДУ.

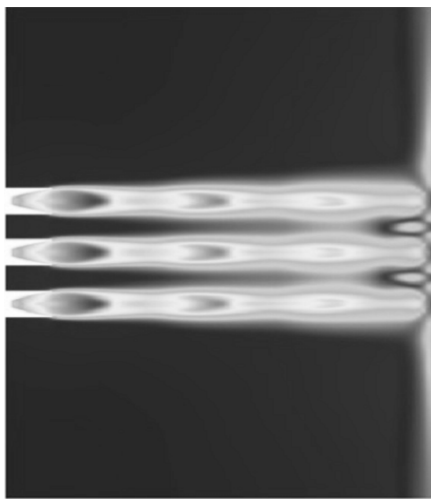


а

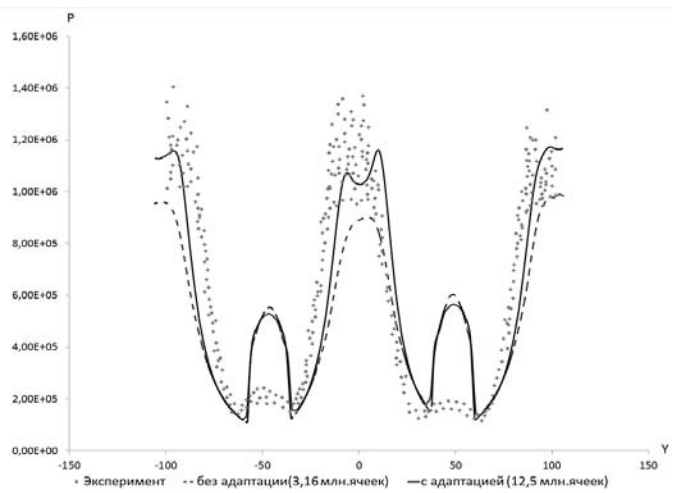


б

Рис. 2. Одноблочная компоновка ДУ: а – распределение числа Маха в продольном сечении, б – графики распределения давления по преграде



а



б

Рис. 3. Многоблочная компоновка ДУ: а – распределение числа Маха в продольном сечении, б – графики распределения давления по преграде

По приведенным на рис. 2б, 3б данным видно, что графики распределения давления по преграде, полученные в результате расчетов в ПП ЛОГОС, лежат достаточно близко к экспериментальным точкам. Однако для случая с многосопловой компоновкой ДУ видно формирование расчетных локальных пиков давления, не подтверждающихся экспериментально. В случае трехблочного истечения взаимодействующие сверхзвуковые струи по сравнению с одиночной струей имеют более сложную структуру течения, характеризующуюся появлением дополнительных скачков уплотнения, зон разрежения, и обратных токов.

Высокоэнергичные струйные течения, создаваемые ДУ, оказывают существенное силовое и тепловое воздействие на газоотводящие устройства при старте РН. Такое воздействие устанавливается газодинамической схемой старта и может превышать допустимо возможное, поэтому для выбора схемы старта необходимо проведение моделирования затопленных струй ДУ, характеризующихся сильной пространственной неоднородностью полей скоростей, давлений и температур, а так же наличием системы скачков уплотнения, турбулентных сдвиговых слоев, догоранием топлива [9]. В связи с этим были проведены исследования характеристик струйных течений и их воздействий на преграду в диапазоне от 2,5 до 5 чисел Маха на срезе сопла. В качестве рабочего тела использовалась горючая смесь двигателя ВИК-2Д, с температурой на срезе сопла в различных постановках в диапазоне от 2250 до 2856 К. На рис. 4 представлен график распределения относительного давления на оси струи, полученный в результате расчетов в ПП ЛОГОС в сравнении с экспериментальными данными.

Ниже на рис. 5, 6 приводятся результаты одного из расчетных режимов течения сверхзвуковых неизобарических холодных струй при температуре

300 К и числе Маха 3,3 на режимах недорасширения ($n_a = 1,5$) и перерасширения ($n_a = 0,5$). Здесь параметр безразмерный n_a численно равен отношению давления на срезе сопла к давлению окружающей среды.

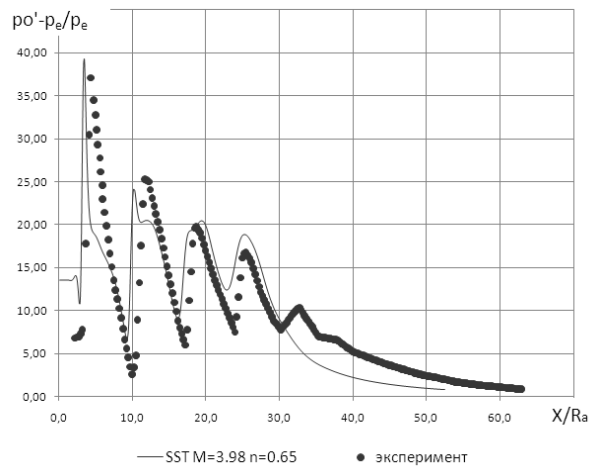
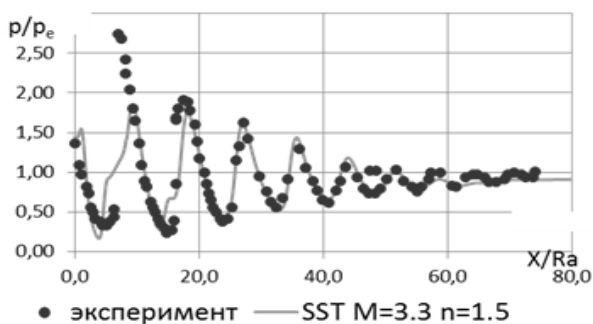


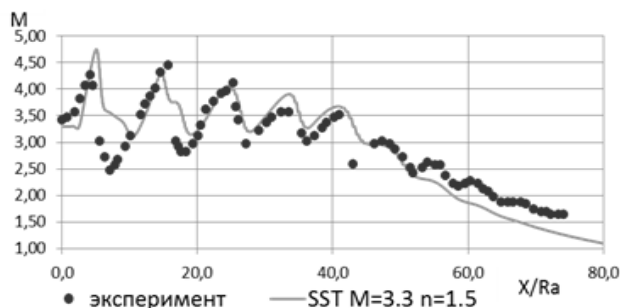
Рис. 4. График распределения давления на оси струи в задаче истечения неизобарической сверхзвуковой горячей струи в затопленное пространство

Из приведенных на рис. 5 и 6 графиков видно, что полученные в ПП ЛОГОС результаты качественно согласуются с экспериментальными данными, количество скачков уплотнения, полученных экспериментальным и расчетным путем, совпадает.

Газоотводящие элементы стартового сооружения, находящиеся в зоне непосредственного воздействия высокотемпературных струй ДУ, подвержены значительным тепловым газодинамическим нагрузкам. Удельные тепловые потоки могут достигать 8000–10000 ккал/м²с при давлениях до 20 кг/см². Такая нагрузка может привести к недопустимой



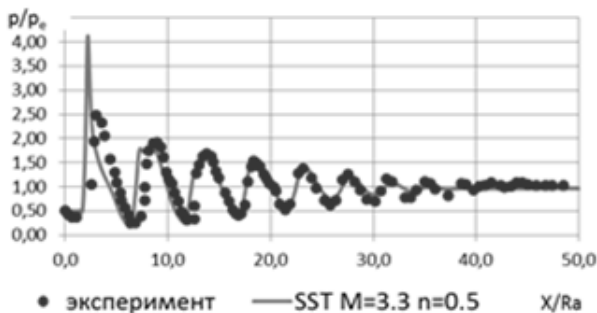
а



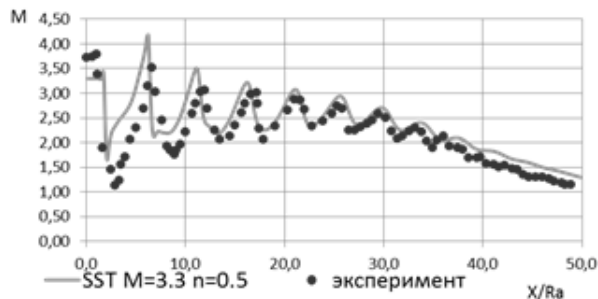
б

Рис. 5. Истечение неизобарической сверхзвуковой холодной струи в затопленное пространство ($n_a = 1,5$):

а – давление на оси струи, б – число Маха на оси струи



а



б

Рис. 6. Истечение неизобарической сверхзвуковой холодной струи в затопленное пространство ($n_a = 0,5$):

а – давление на оси струи, б – число Маха на оси струи

деформации и уносу материала покрытия газоотводящих устройств, поэтому при создании стартовых сооружений во время выбора материала и толщины покрытия газоотводящих устройств стоит обратить особое внимание на правильное прогнозирование теплосиловых нагрузок, а также на выбор методов и средств для снижения этих нагрузок [10]. В связи с этим было проведено численное моделирование по взаимодействию одиночных высокотемпературных затопленных струй ракетных двигателей с преградами, расположенными под углами 30 и 90° к оси струи. Результаты расчетов в ПП ЛОГОС показали хорошее согласие с экспериментальными данными [11]. Отклонение расчетных данных от эталонных значений не превышает 5%.

В рамках исследования функциональных возможностей ПП ЛОГОС в интересах численного моделирования течения газодинамических струй ДУ РН также были проведены тестовые расчеты следующих задач:

- моделирование взаимодействия газодинамической струи с плоской наклонной преградой. Расчеты проводились для трех постановок задач с различными вариантами наклона преграды относительно оси сопла: 0; 38,5; 50,5°;

- моделирование однофазного течения равновесного состава продуктов сгорания на многоблочных неструктурированных сетках с перекрытием с учетом взаимного движения блоков при разделении ступеней на примере задачи о разделении ступеней трехступенчатой ракеты VLM-1 [12].

Заключение

В интересах снижения ударно-волновых, тепловых, газодинамических и акустических нагрузок на РН при старте, важной и актуальной является задача расчета газодинамики струйных течений ДУ.

В данной работе приведены результаты численного моделирования характерных задач течения струй ДУ в ПП ЛОГОС, обладающим рядом функциональных возможностей, позволяющих проводить расчеты данного класса задач.

Представлены результаты численного моделирования следующих задач:

- истечение неизобарических сверхзвуковых холодных и горячих струй в затопленное пространство;
- натекание сверхзвуковых холодных и горячих газовых струй на преграды различных конфигураций в условиях экспериментальных стендов;

– разделение ступеней с учетом газодинамических и тепловых нагрузок от воздействия струй двигательной установки на отражатель отделяемого блока; разделение ступеней РН, с учетом взаимного движения первой и второй ступеней.

При решении указанных задач использовались различные модели турбулентности, были проведены расчеты на сеточную сходимость, проведены расчеты с использованием функционального блока адаптации сеточной модели к особенностям решения.

Результаты моделирования течения струй двигательных установок в ПП ЛОГОС сравнивались с экспериментальными данными из открытых источников. Анализ показал, что полученные в расчетах данные качественно хорошо согласуются с экспериментальными данными, однако наблюдаются некоторые количественные отличия расчетных и экспериментальных данных. Проведенные расчетные исследования позволяют говорить о применимости ПП ЛОГОС для расчета течений струй двигательных установок РН.

Литература

1. Авдеевский В. С., Иванов А. В., Карпан И. М., Трасковский В. Д., Юделович М. Я. Структура турбулентных недорасширенных струй, вытекающих в затопленное пространство и спутный поток // Изв. АН СССР, МЖГ. 1972. № 3. С. 15–29.

2. Глазнев В. Н., Запрягаев В. И., Усков В. Н. и др. Струйные и нестационарные течения в газовой динамике. Под ред. Гапонова С. А. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2000.

3. Аксенов С. В., Дьянов Д. Ю., Жучков Р. Н., Зеленский Д. К., Иванов К. В., Козелков А. С., Корчажкин Д. А., Лашкин С. В., Потехин А. Л., Пузан А. Ю., Саразов А. В., Соловьев А. Н., Циберев К. В. Использование многофункционального пакета программ ЛОГОС применительно к расчетам задач ракетно-космической отрасли на супер-ЭВМ / VII научно-техническая конференция молодых специалистов «Ракетно-космическая техника», 2015 // Сборник материалов. Вып. 1. С. 65–74.

4. Козелков А. С., Дерюгин Ю. Н., Зеленский Д. К., Полищук С. Н., Лашкин С. В., Жучков Р. Н., Глазунов В. А., Яцевич С. В., Курулин В. В. Многофункциональный пакет программ ЛОГОС: физико-математические модели расчета задач аэро-, гидродинамики и теплопереноса // Препринт 111–2013. Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2013.

5. Magnussen B. F. On the structure of turbulence and a generalized concept for chemical reaction in turbulence flow // 19th American Institute of aeronautics and Astronautics Aerospace Science Meeting, 1981.

6. Мажукин В. И., Самарский А. А., Кастельянос О., Шапранов А. В. Метод динамической адаптации для нестационарных задач с большими градиентами // Матем. моделирование. 1993. Т. 5, № 4. С. 32–56.

7. Дерюгин Ю. Н., Саразов А. В., Жучков Р. Н. Особенности построения методики расчёта на сетках типа «Химера» для неструктурированных сеток // Математическое моделирование. 2017. Т. 29, № 2. С. 106–118.

8. Кудимов Н. Ф., Сафронов А. В., Третьякова О. Н. Прикладные задачи газодинамики и теплообмена в энергетических установках ракетной техники. М.: Изд-во МАИ, 2014.

9. Сафронов А. В., Хотулев В. А. Результаты экспериментальных исследований сверхзвуковых холодных и горячих струйных течений, истекающих в затопленное пространство // Космонавтика и ракетостроение. 2009. Вып. 3(56). С. 15–23.

10. Сафронов А. В. Экспериментальное исследование силового и теплового воздействия на преграду при лобовом натекании на неё турбулентного струйного потока продуктов сгорания топлива // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 3. С. 28–31.

11. Дядькин А. А., Луценко А. Ю., Назарова Д. К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 233. С. 45–50.

12. Li Yi, Reimann Bodo, Eggers Thino. Numerical investigations on the aerodynamics of SHEFEX-III launcher // Acta Astronautica. 2014. Vol. 97.