

УДК 533.6

Численное моделирование обтекания возвращаемой ступени ракеты-носителя при ее газодинамическом торможении

Кондрашев Даниил Олегович

daniilkondrashev@yandex.ru

Луценко Александр Юрьевич

lutsenko@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Проведено комплексное численное моделирование газодинамических процессов, сопровождающих управляемое возвращение первой ступени ракеты-носителя. Исследовано истечение сверхзвуковых струй двигательной установки различной степени нерасчетности в затопленное пространство и их взаимодействие со встречным сверхзвуковым потоком. Выполнена валидация математических моделей на основе сравнения с экспериментальными данными для одиночных и блочных струй. Проанализировано обтекание ступени на высоте 25 км при числе Маха $M = 2$ с работающими одним и тремя двигателями. Получены аэродинамические характеристики и распределение давления по поверхности ступени. Результаты демонстрируют значительное увеличение сопротивления и сложную нестационарную картину течения при наличии угла атаки, что важно для проектирования систем управления спуском.

Ключевые слова: многоразовая ракета-носитель, возвращаемая ступень, газодинамическое торможение, численное моделирование, сверхзвуковая струя, взаимодействие струй, аэродинамические характеристики

Numerical simulation of the flow around a reusable launch vehicle stage during its aerodynamic braking

Kondrashev Daniil Olegovich

daniilkondrashev@yandex.ru

Lutsenko Alexander Yurievich

lutsenko@bmstu.ru

BMSTU, Moscow, Russia

Abstract. A comprehensive numerical simulation of the gas-dynamic processes accompanying the controlled return of a launch vehicle's first stage has been conducted. The study investigates the outflow of supersonic jets from the propulsion system at various underexpansion and overexpansion degrees into a submerged space and their interaction with the oncoming supersonic flow. The mathematical models were validated based on comparison with experimental data for single and clustered jets. The flow around a stage at an altitude of 25 km and Mach number $M = 2$ with one and three operating engines was analyzed. Aerodynamic characteristics and surface pressure distribution were obtained. The results show a significant increase in drag and a complex unsteady flow pattern at an angle of attack, which is important for the design of descent control systems.

Keywords: reusable launch vehicle, returnable stage, aerodynamic braking, numerical simulation, supersonic jet, jet interaction, aerodynamic characteristics

Введение. Снижение стоимости космических запусков является ключевой задачей современной космонавтики, и многоразовые первые ступени представляют собой основной путь ее решения [1]. Успешная реализация технологии управляемого возвращения ступени, как демонстрирует компания SpaceX, требует глубокого понимания сложных газодинамических процессов на этапе торможения [2]. В России ведутся активные разработки многоразовых систем, таких как «Ангара-А5В» и «Союз-7» [3]. Наиболее сложным элементом траектории является этап газодинамического торможения в атмосфере, сопровождающийся взаимодействием реактивных струй с набегающим потоком. Данная работа посвящена численному исследованию этого взаимодействия для оптимизации процесса спуска. Целью исследования является моделирование аэродинамических характеристик возвращаемой ступени при работе двигателей и валидация расчетных методов. Актуальность работы обусловлена необходимостью создания отечественных многоразовых систем и сокращения затрат на космические миссии.

Материалы и методы. Численное моделирование выполнено в программном комплексе FlowVision. Геометрия сопла соответствовала двигателю Merlin-1D+ ракеты-носителя Falcon 9 [4]. Для моделирования струйных течений использовалась секторная постановка задачи с углом 5° , что позволило применять 2D-сетку и сократить вычислительные затраты. Расчет течения внутри сопла и истечения струи проводился для высот 0 и 25 км с параметрами атмосферы по ГОСТ 4401–81. В качестве модели турбулентности была выбрана SST (Shear Stress Transport). Рабочим телом являлся воздух в равновесном состоянии с активированной опцией «Теплоперенос через H».

Для анализа сеточной сходимости было построено семь сеток с постепенным увеличением количества ячеек на радиус сопла от 24 до 238. Валидация метода проводилась путем сравнения с экспериментальными данными по геометрическим параметрам «бочек» перерасширенных и недорасширенных струй [5]. Для задачи обтекания ступени использовалась 3D-постановка (рис. 1), причем для экономии ресурсов вычисления моделировалась половина тела в связи с отсутствием угла скольжения. Размеры расчетной области составили $80 \times 20 \times 10$ м. Граничные условия задавались в соответствии с параметрами двигателя и набегающего потока ($M = 2$, $H = 25$ км). Число CFL установлено равным 10 благодаря применению неявной схемы интегрирования. Для взаимодействия струй варьировалось относительное расстояние между осями двигателей $\bar{r} = r_j/d_j = 1,38; 6,66; 13,33$, где r_j — расстояние между осями струй; d_j — диаметр сечения среза сопла.

В процессе расчета движения ступени при ее торможении определялись аэродинамические характеристики, а именно суммарный коэффициент продольной силы $c_{x\Sigma} = c_{xp} + c_{xa/d}$, где $c_{xp} = P/(q_\infty \cdot S_m)$ — коэффициент, учитывающий тягу струи, который находится по формуле (3); $c_{xa/d}$ — коэффициент, учитывающий перераспределение давления при вдуве; P — тяга струи; q_∞ — скоростной напор воздушного напора; S_m — площадь мишени.

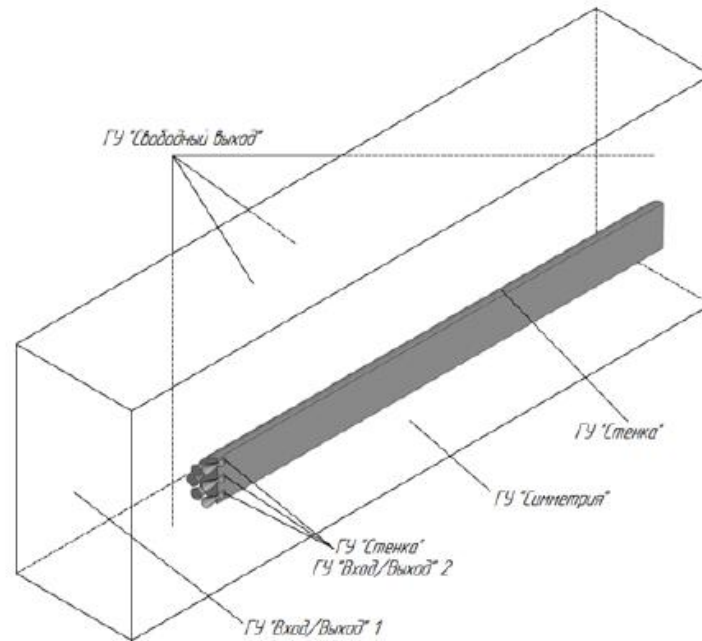


Рис. 1. Граничные условия на ступени и расчетной области

Результаты. Проведенный анализ сеточной сходимости для течения в сопле показал, что оптимальной является сетка с 91 ячейкой на радиус. На срезе сопла получены параметры: число Маха $M_a = 3,405$ и давление $p_a = 85\,871$ Па, что соответствует перерасширенной струе ($n = \frac{p_a}{p_\infty} = 0,847$) на уровне моря, где p_a — статическое давление на срезе сопла; p_∞ — статическое давление невозмущенного потока. Валидация течения в сопле показала погрешность 6–8 % по сравнению с литературными данными. Расчет геометрических параметров структуры струи для различных степеней нерасчетности ($n = 0,847–33,44$) показал удовлетворительное согласование с экспериментом с погрешностью менее 10 %. Установлено, что наличие встречного потока ($M = 2$) сокращает длину струйной структуры в 2,3 раза. При моделировании обтекания ступени без торможения получены аэродинамические коэффициенты, коррелирующие с данными для цилиндров. При работе одного двигателя (рис. 2) коэффициент суммарного сопротивления $c_{x\Sigma}$ составил 12,73, а при работе трех двигателей (рис. 3) — 35,64.

Обнаружено возникновение пульсирующего режима течения при несимметричном обтекании (рис. 4–7). Аэродинамическая составляющая сопротивления оказалась незначительной по сравнению с вкладом реактивной тяги. Распределение давления по поверхности показало минимальные значения в зоне отрыва и восстановление до уровня набегающего потока после присоединения.

Обсуждение полученных результатов. Полученные результаты подтверждают адекватность выбранной SST-модели турбулентности и численного метода для моделирования сложных струйных течений. Наблюдаемые расхождения с экспериментальными данными в пределах 10 % являются при-

емлемыми для инженерных расчетов подобного класса задач. Значительное увеличение коэффициента лобового сопротивления при работе двигателей (более чем в 10 раз по сравнению с режимом полета без торможения) обусловлено, в первую очередь, реактивной силой тяги. Аэродинамическая составляющая сопротивления оказалась незначительной, однако именно она ответственна за формирование сложной картины обтекания с обширной зоной возвратного течения. Выявленный нестационарный, пульсирующий характер обтекания при ненулевых углах атаки объясняется интерференцией струй и их неустойчивым взаимодействием с несимметричным набегающим потоком. Данный эффект требует дополнительного изучения, так как может вносить существенный вклад в динамику и управляемость ступени на этапе торможения. Сравнение с другим численным моделированием [6] выявило погрешность расчетов около 10 %, что может быть связано с различиями в геометрии и условиях моделирования. Результаты работы могут быть использованы для верификации более простых инженерных моделей и оптимизации алгоритмов управления спуском перспективных ракет-носителей.

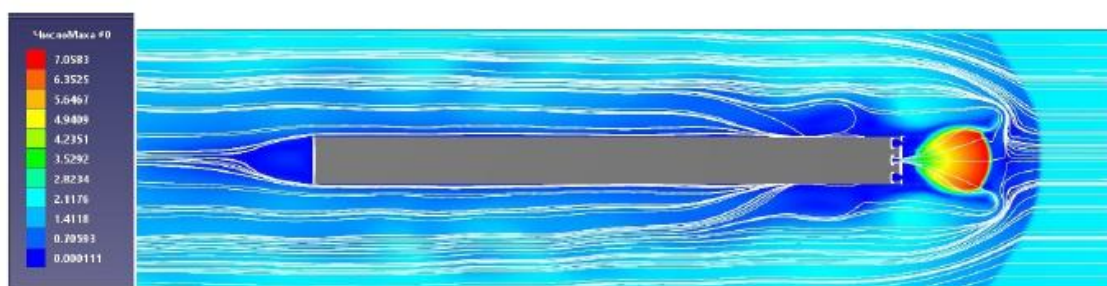


Рис. 2. Распределение числа Маха и линии тока при $\alpha = 0^\circ$

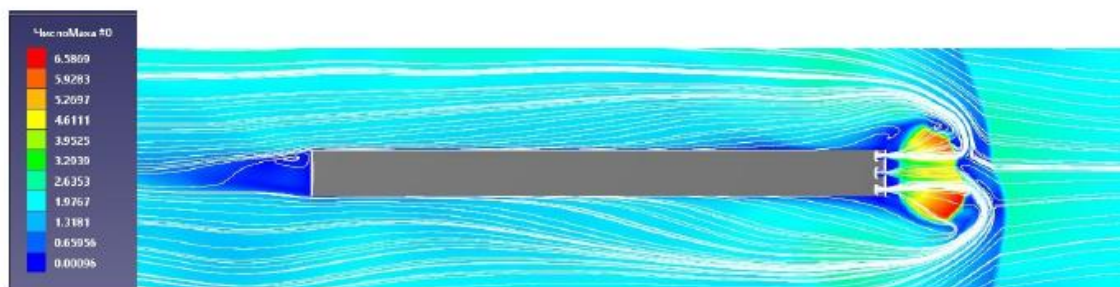


Рис. 3. Распределение числа Маха и линии тока при $\alpha = 0^\circ$

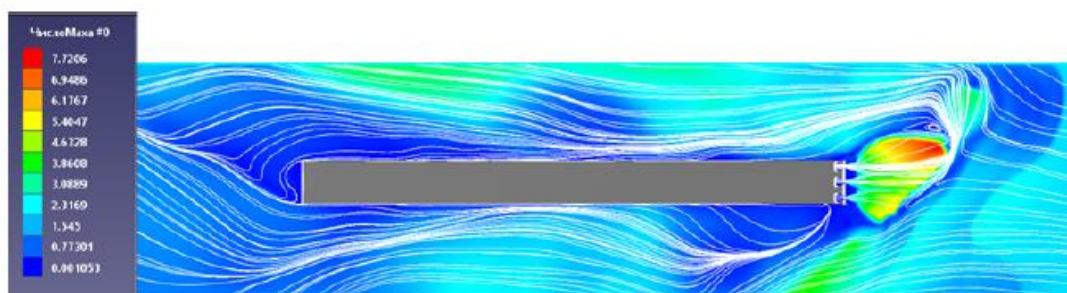


Рис. 4. Распределение числа Маха и линии тока при $\alpha = 10^\circ$ для 2778 шага расчета

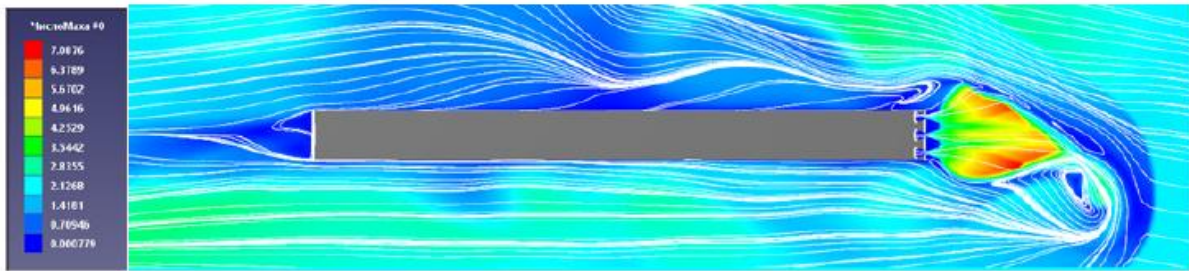


Рис. 5. Распределение числа Маха и линии тока при $\alpha = 10^\circ$ для 4346 шага расчета

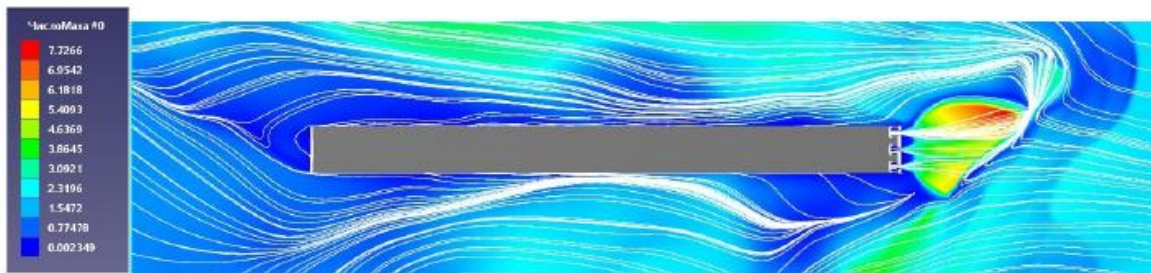


Рис. 6. Распределение числа Маха и линии тока при $\alpha = 10^\circ$ для 9605 шага расчета

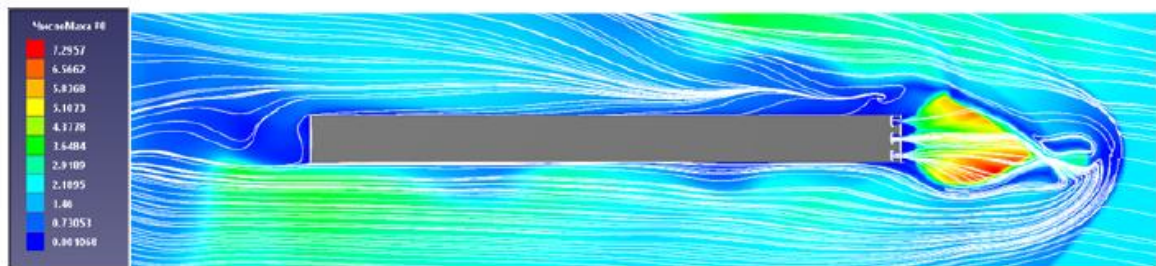


Рис. 7. Распределение числа Маха и линии тока при $\alpha=10^\circ$ для 10612 шага расчета

Заключение. В работе выполнено комплексное численное исследование процесса газодинамического торможения возвращаемой ступени ракеты-носителя. Проведена успешная валидация математической модели на задачах истечения струй различной степени нерасчетности и их взаимодействия со встречным сверхзвуковым потоком. Получены аэродинамические характеристики ступени Falcon 9 для режимов полета без торможения и с работающими одним и тремя двигателями. Установлено, что основной вклад в продольную силу вносит реактивная тяга двигателей. Обнаружено наличие неустойчивого пульсирующего режима обтекания при несимметричном обтекании, что указывает на необходимость учета нестационарности в расчетах. Результаты работы имеют практическую значимость для проектирования систем управления спуском и посадкой перспективных многоразовых ракет-носителей.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

- [1] *Многоразовость. Как ракете вернуться целой после полета?* URL: <https://habr.com/ru/articles/517132/> (дата обращения 12.12.2024).
- [2] Elon M. *Falcon User's Guide*. Hawthorne, SpaceX, 2021, 84 p.
- [3] *Ракета-носитель «Ангара-А5»*. URL: <https://www.roscosmos.ru/36320/> (дата обращения 10.11.2024).
- [4] *SpaceX Falcon 9 rocket launching Koreasat-6A satellite today on record-tying 23rd flight*. URL: <https://www.space.com/space-exploration/launches-spacecraft/spacex-falcon-9-rocket-launching-koreasat-6a-satellite-today-on-record-tying-23rd-flight> (accessed 25.05.2024).
- [5] Шелухин Н.Н. Исследование характеристик сверхзвуковой турбулентной перерасширенной струи. *Ученые записки ЦАГИ*, 1991, № 5, с. 69–76.
- [6] Ecker T., Karl S.A. Numerical Study on the Thermal Loads During a Supersonic Rocket Retro-Propulsion Maneuver. *7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences*, 2017, pp. 1–12. <https://doi.org/10.2514/6.2017-4878>