

УДК 629.78

ОСОБЕННОСТИ РЕШЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ЗАДАЧ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С НАДКАЛИБЕРНЫМИ ГОЛОВНЫМИ ОБТЕКАТЕЛЯМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS FLUENT© 2012 А. Н. Харитонов¹, В. Г. Шахов²¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС»²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

На примере нескольких реальных траекторий выведения рассматриваются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями. На основе параметров данных траекторий рассчитаны числа Рейнольдса и Маха, определены режимы обтекания ракет-носителей. Рассмотрено применение программного комплекса ANSYS FLUENT для моделирования обтекания ракеты-носителя на участке выведения.

Атмосфера, головной обтекатель, ракета-носитель, траектория, режимы обтекания.

В настоящее время одной из основных проблем, связанных с использованием ракетно-космической техники, является проблема увеличения массы и объёмов выводимых полезных грузов. В последние годы эта проблема весьма успешно решается благодаря применению надкалиберных головных обтекателей. В связи с этим появился новый актуальный класс задач, связанный с изучением изменений в режимах обтекания ракет-носителей с подобными обтекателями, и вытекающей отсюда необходимостью проведения исследования влияния повышенной надкалиберности головного обтекателя на трение, теплообмен и температурные режимы различных теплозащитных пакетов при движении по траектории выведения.

Сегодня на практике применяются в основном надкалиберные головные обтекатели (ГО) диаметром 3,7 м, причём они могут встречаться в нескольких модификациях в зависимости от длины ГО. Но в последние годы появился новый ГО диаметром 4,11 м, который предоставляет новые возможности по увеличению объёмов выводимых полезных грузов. Для стыковки надкалиберного ГО со ступенью обычно используются конические переходники в виде обратных конусов с различными углами полураствора. Обтекание таких

конфигураций до- и сверхзвуковыми потоками сопряжено с образованием развитых отрывных зон, которые приводят к существенному изменению характера течения и теплообмена, возникновению дополнительных скачков уплотнения и т.д.

В данной работе на примере нескольких проектных траекторий выведения исследуются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями диаметрами 3,7 и 4,11 м и применение программного комплекса ANSYS FLUENT для моделирования обтекания ракеты-носителя на участке выведения. Всего рассматривалось четыре пуска: два пуска с ГО диаметром 4,11 м и два пуска с ГО диаметром 3,7 м. Примеры траекторий выведения приведены на рис. 1 и 2.

На основе параметров данных траекторий (времени, скорости и высоты) и параметров стандартной атмосферы [1] были рассчитаны числа Рейнольдса и Маха, изменяющиеся по высоте по следующим формулам:

$$M = \frac{u}{a} \text{ и } Re = \frac{lu}{\nu}, \quad (1)$$

где u – скорость тела относительно среды, м/с; a – скорость звука, м/с; l – характерный размер тела, м; ν – кинематическая вязкость, м²/с.

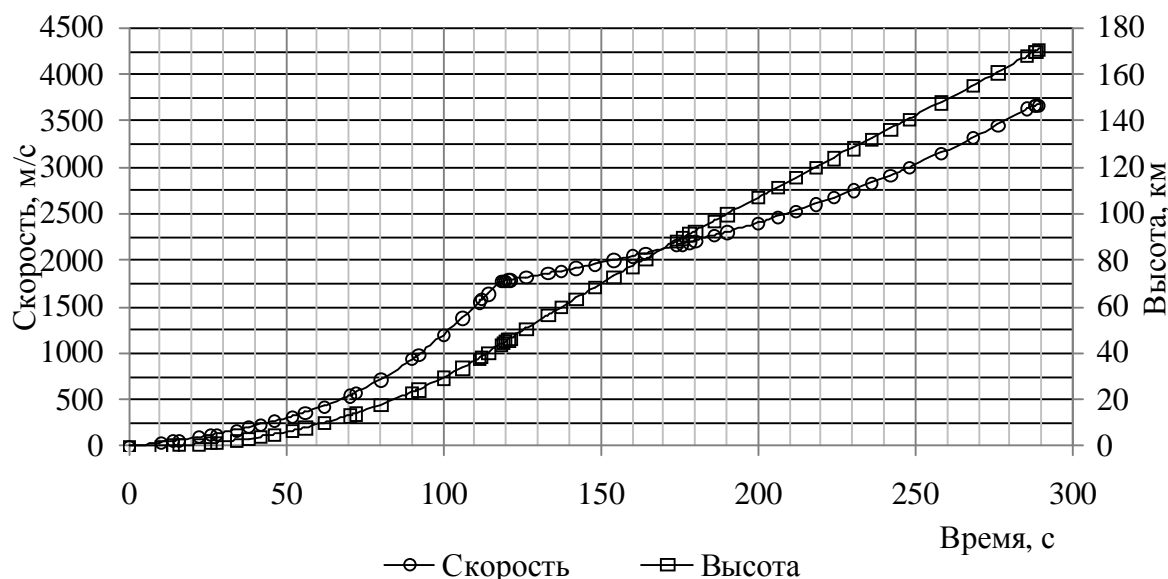


Рис. 1. Проектная траектория для пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 4,11 м (до отделения ГО)

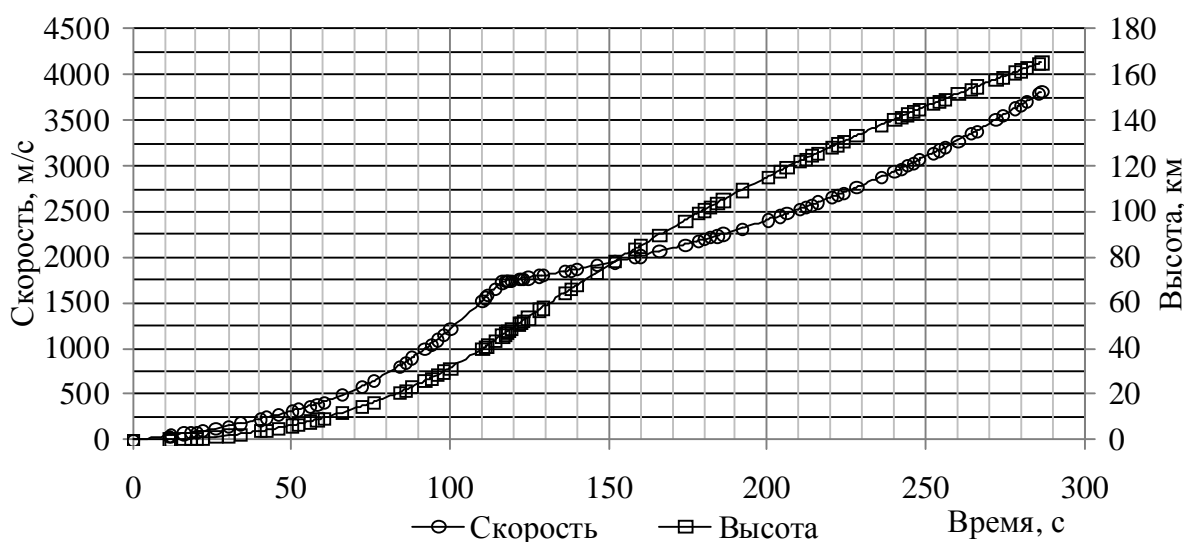


Рис. 2. Проектная траектория для пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 3,7 м (до отделения ГО)

Следует отметить, что числа Рейнольдса определяются по данной формуле и параметрам стандартной атмосферы только до высоты 90 км. На больших высотах значение кинематической вязкости стремится к бесконечности и числа Рейнольдса будут значительно меньше единицы, поэтому влиянием этих параметров на больших высотах (больше 90 км) можно пренебречь. Кроме того, по результатам расчётов видно, что при достаточно

близких значениях траекторных параметров, обусловленных особенностями условий сброса, орбитой выведения и районами падения, главной характеристикой, влияющей на изменение числа Рейнольдса, является диаметр головного обтекателя. При этом числа Маха для ГО различных диаметров имеют незначительные отличия. Полученные результаты приведены на рис. 3 и 4.

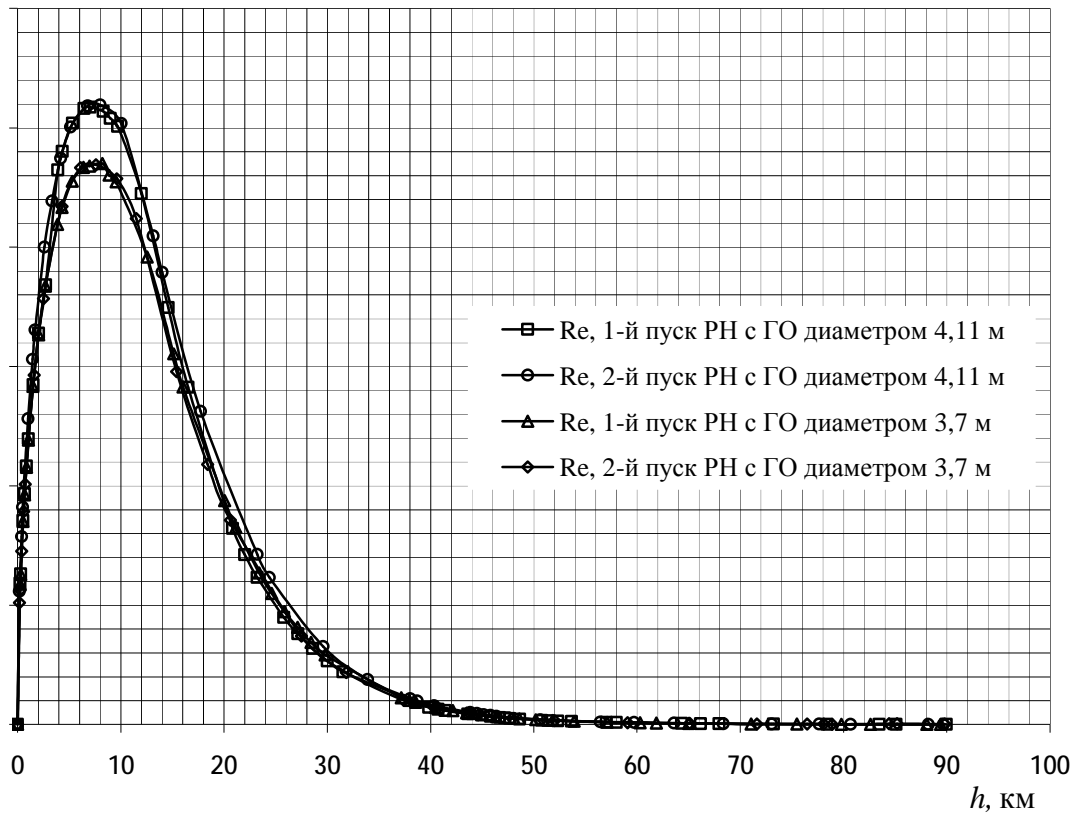


Рис. 3. Изменение числа Рейнольдса в зависимости от высоты h

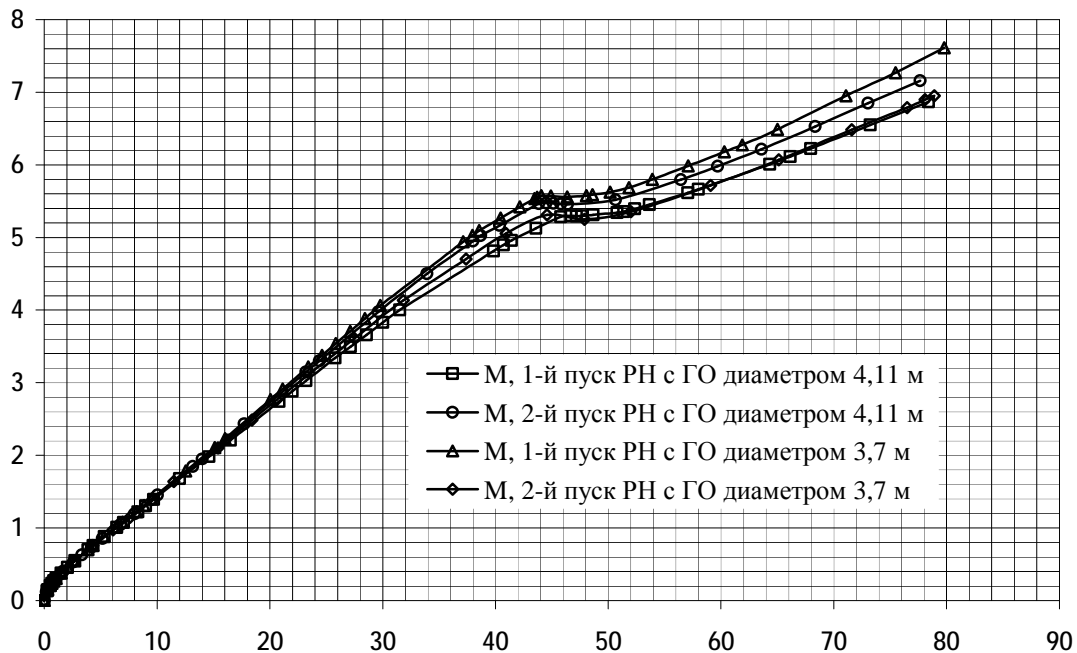


Рис. 4. Изменение числа Маха в зависимости от высоты h

Используя полученные данные и воспользовавшись предложением Тзяна о разделении газовых течений на основные области по параметрам разрежения

(M/Re и M/\sqrt{Re}) [2], получаем, что на высоте около 50 км происходит переход от области обычной газовой динамики к области течения со скольжением (рис. 5).

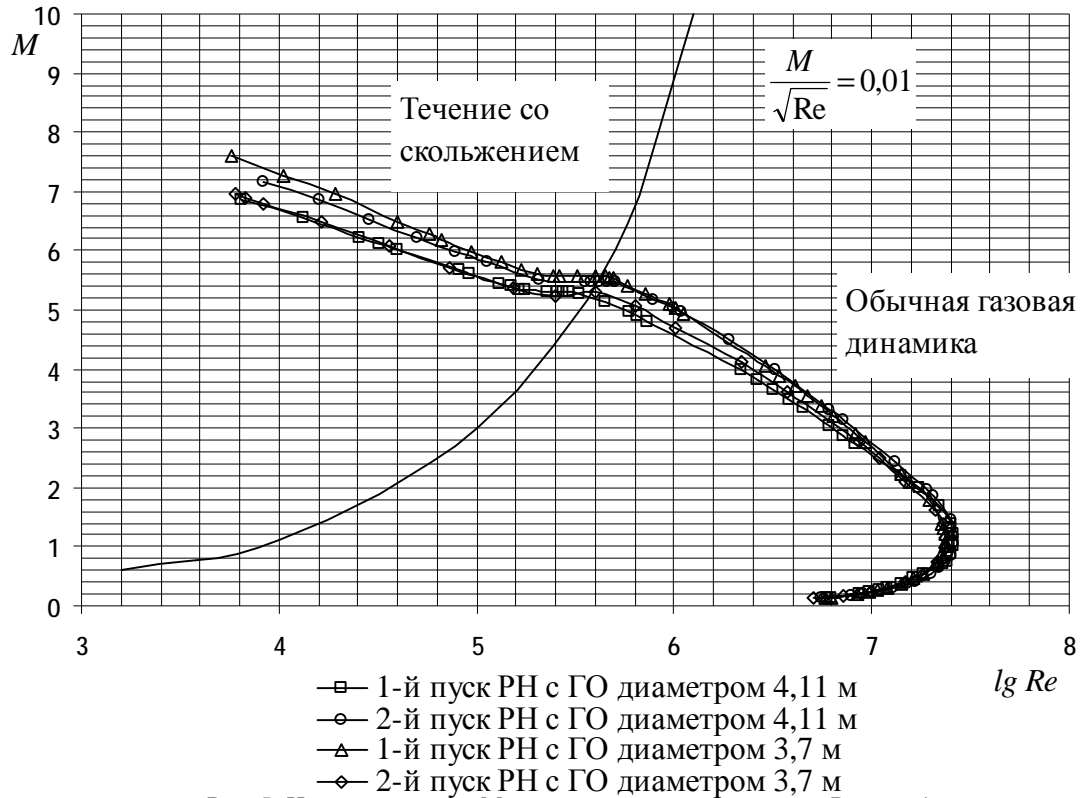


Рис. 5. Изменение числа Маха в зависимости от числа Рейнольдса

Таким образом, согласно данным траекторным параметрам и с учётом параметров разрежения (M/Re и M/\sqrt{Re}), всю расчетную область можно разделить на три основные зоны.

1. До высоты примерно 50 км наблюдается область обычной газодинамики. При этом в зависимости от изменения числа Рейнольдса (рис. 3) наблюдается смена режимов от ламинарного к переходному, а затем к турбулентному и обратно. Для анализа данных режимов можно использовать уравнения Навье-Стокса или уравнения пограничного слоя. В этом случае для исследования характеристик сопротивления трения и теплообмена около тел сложной формы, обтекаемых сверхзвуковым потоком вязкого и теплопроводного газа, при больших числах Рейнольдса используется модель пространственного пограничного слоя. В силу относительной простоты (задача параболического типа) для решения данных уравнений в настоящее время созданы эффективные как аналитические, так и численные методы расчёта, позволяющие также

учитывать особенности обтекания, связанные с неравновесным протеканием в потоке и на поверхности тела различных физико-химических процессов [3]. Кроме того, следует отметить, что современные программные комплексы, такие как ANSYS FLUENT, FlowVision, значительно упрощают решение задач подобного типа.

2. Начиная примерно с высоты 50 км, условия полёта соответствуют области течения со скольжением, причём наблюдается только ламинарный режим течения. При этом при определении параметров обтекания в этой области возникают некоторые трудности. Это связано с тем, что в области течения со скольжением имеются три параметра, каждый из которых существенен сам по себе, но которые связаны между собой, а именно: M , Re и M/\sqrt{Re} , характеризующие соответственно влияние сжимаемости, вязкости и разрежения. Кроме того, для выполнения условия течения со скольжением: $0,01 < M/\sqrt{Re} < 1$ необходимо либо очень большое число M , соизмеримое со значе-

нием \sqrt{Re} , либо число Re должно быть мало. В области течения со скольжением значения числа Re слишком малы для того, чтобы применить теорию пограничного слоя, а для использования приближения Стокса и Озеена, основанного на частичном или полном пренебрежении инерционными силами, значения числа Re велики. При уменьшении числа Re толщина пограничного слоя увеличивается. При этом будет играть существенную роль взаимодействие пограничного слоя с внешним потоком. Более того, параметр разрежения мал, и поэтому теория свободно-молекулярного потока также не может быть использована [2]. В этом случае кроме обычных выражений для теплового потока и напряжения трения в правой части уравнений Навье-Стокса или уравнений пограничного слоя добавляются члены более высокого порядка (нелинейные комбинации производных скоростей по координатам).

3. Следует отметить, что на больших высотах (примерно 120 – 130 км и выше) наблюдается область свободно-молекулярного течения. В этом случае длина свободного пробега молекул значительно больше характерного линейного размера тела и при расчете обтекания можно пользоваться методами кинетической теории газов. При этом в переходной области от течения со скольжением до

свободно-молекулярного потока происходят достаточно сложные явления. В этом случае одинаково важно как взаимодействие молекул друг с другом, так и соударение молекул с поверхностью тела, и поэтому необходимо учитывать взаимодействие отраженных молекул с молекулами набегающего потока. Условия свободно-молекулярного потока в окрестности обтекаемого тела можно получить и на малых высотах. При достаточно больших углах атаки плотность среды над верхней поверхностью в гиперзвуковом потоке может оказаться настолько малой, что можно получить подобные условия.

Соответственно, можно сделать вывод, что при моделировании обтекания ракеты-носителя с надкалиберным ГО необходимо учитывать особенности каждой из трёх вышеперечисленных областей. В частности, подобное численное моделирование можно проводить с использованием программного комплекса ANSYS FLUENT 13.0, предназначенного для решения уравнений Навье-Стокса методом конечных объемов.

Для проведения моделирования средствами пакета ICEM CFD 13.0 была построена трёхмерная блочно-структурированная сетка объёмом 1857050 расчётных ячеек под надкалиберный ГО и блок третьей ступени ракеты-носителя (рис. 6).

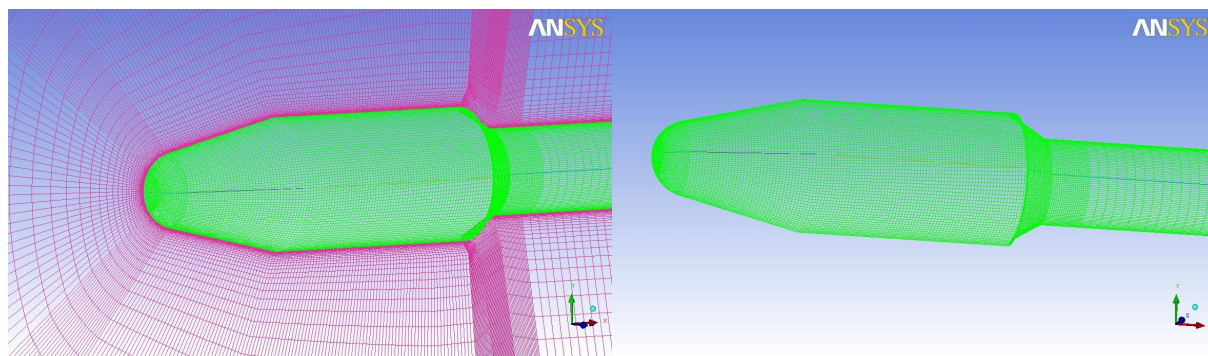


Рис. 6. Расчётная сетка под надкалиберный ГО и блок третьей ступени ракеты-носителя

Задача решалась в стационарной и нестационарной постановках, причём в стационарной постановке рассматривался турбулентный режим течения, а в нестационарной – ламинарный. В качестве мо-

дели турбулентности использовалась модель Спаларта-Аламарса. Результаты расчётов, в частности значения коэффициента давления и температуры, сравнивались с данными, полученными в ходе лётных

испытаний ракет-носителей. Примеры полученных результатов приведены на рис. 7, 8. На рис. 7 приведено сравнение коэффициента давления c_p , полученного в результате решения стационарной задачи, с моделью турбулентности Спаларта-Аламарса, с данными лётных экспериментов. Данное изменение коэффициента давления рассчитано для режима трансзвуковой перестройки течения на поверхности ГО в районе числа $M \approx 1$. Необходимо отметить, что процесс перестройки течения наблюдается в той или иной мере на всей поверхности конструкции, но особо критичен с точки зрения нагрузок и прочности для ГО, под которым устанавливается полезная нагрузка. Трансзвуковая перестройка течения за угловыми кромками конструкции ГО обусловлена резким изменением структуры течения, в

процессе которого, при возрастании числа Маха, возникают области сверхзвукового течения. Возникновение скачка уплотнения за угловыми кромками ГО ведёт к отрыву пограничного слоя с поверхности тела и к возникновению пульсаций давления. Стадия трансзвуковой перестройки течения в совокупности с особенностью компоновочной схемы ракеты-носителя выражена неоднородностью распределения аэродинамических нагрузок по поверхности тела и в ряде случаев может привести к разрушению элементов конструкции ракеты-носителя.

В качестве примера результатов решения нестационарной задачи с ламинарным режимом течения на рис. 8 приведено изменение температуры по длине ГО в сравнении с данными лётных экспериментов.

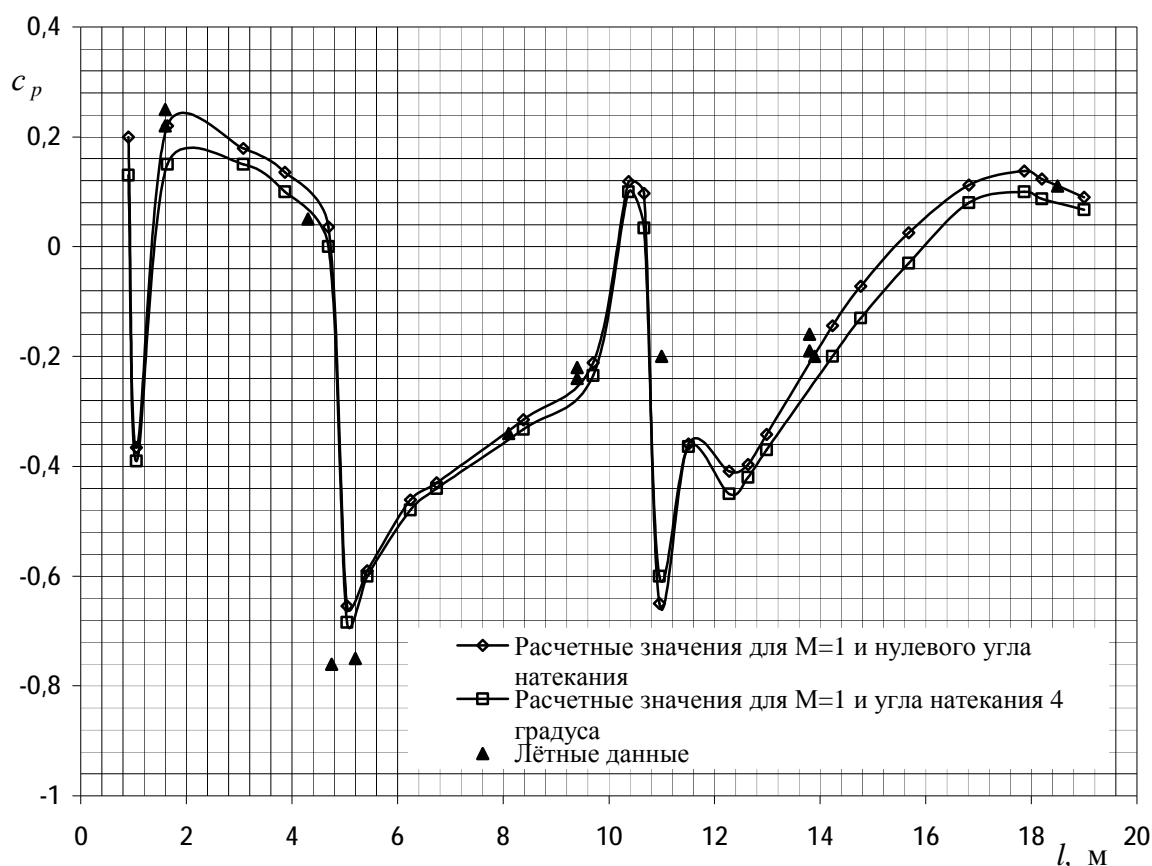


Рис. 7. Сравнение изменения коэффициента давления c_p , полученного в результате решения стационарной задачи с моделью турбулентности Спаларта-Аламарса, с данными лётных экспериментов

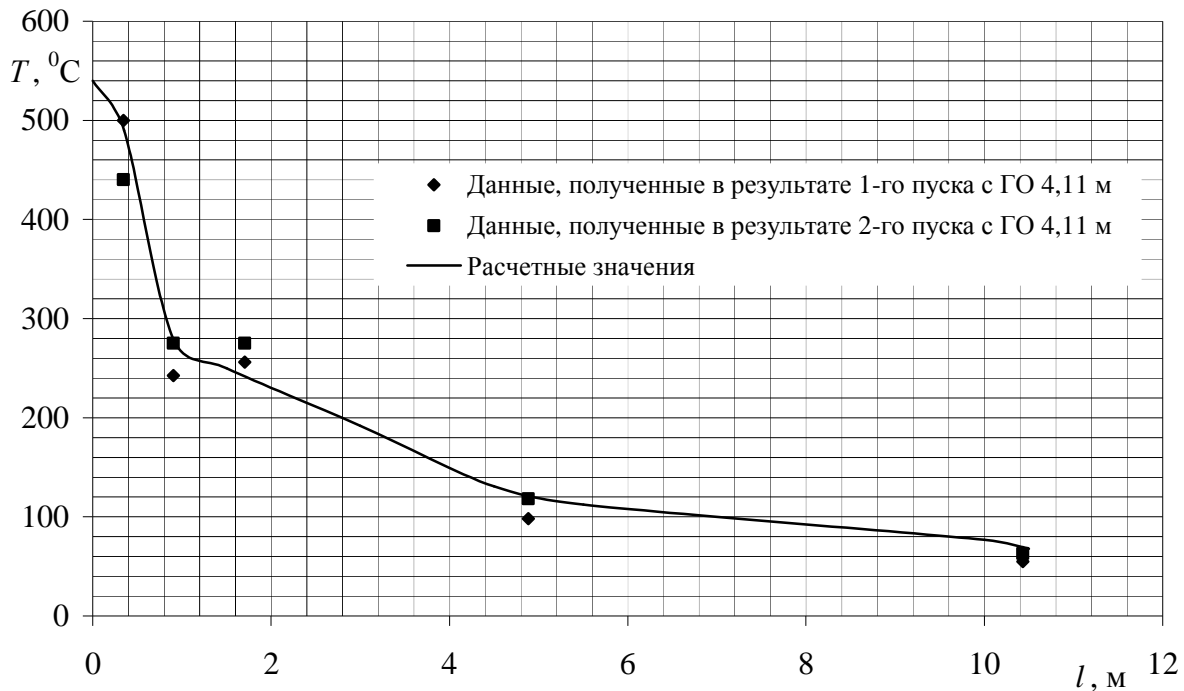


Рис. 8. Сравнение изменения расчётной температуры по длине ГО с лётными данными

Следует отметить, что полученные в результате расчетов значения температуры хорошо согласуются с данными лётных экспериментов, но только до высоты примерно в 90 – 100 км. На больших высотах наблюдаются значительные расхождения в полученных лётных и расчётных данных. Высоты более 100 км соответствуют области течения со скольжением и области свободно-молекулярного течения.

Таким образом, проведённые расчеты показали достаточно хорошую сходимость результатов численного моделирования с использованием программного комплекса ANSYS FLUENT с данными лётных экспериментов, особенно в условиях сплошной среды. Для больших высот, характерных для области течения со скольжением, наблюдаются расхождения между расчётными и лётными данными, что указывает на необходимость использования дополнительных программ с до-

работанными расчётными методиками для области течения со скольжением.

Данная работа проведена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 годы.

Библиографический список

1. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Госстандарт, 1981. – 180 с.
2. Аржаников, Н. С. Аэродинамика больших скоростей [Текст] / Н. С. Аржаников, Г. С. Садекова. – М.: Высш. школа, 1965. – 560 с.
3. Пейгин, В. С. Трёхмерные задачи сверх- и гиперзвукового обтекания тел потоком вязкого газа [Текст] / В. С. Пейгин, Г. А. Тирский // Итоги науки и техн.: Мех. жидкости и газа. – М.: ВИНТИ, 1988. – Т. 22. – С. 62-177.

**PECULIARITIES OF SOLVING THREE-DIMENSIONAL PROBLEMS
OF FLOW ABOUT A LAUNCH VEHICLE WITH LARGE NOSE FAIRINGS
USING THE ANSYS FLUENT SOFTWARE**

© 2012 A. N. Kharitonova¹, V. G. Shakhov²

¹Samara Space Rocket Center “TsSKB-Progress”, Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The basic modes of flow about a launch vehicle with large nose fairings are discussed, some actual trajectories taken as an example. The Reynolds and Mach numbers are calculated on the basis of the parameters of the given trajectories, the modes of flow about the launch vehicles are determined. The possibility of using the ANSYS FLUENT software for the simulation of the flow about a launch vehicle on the actual trajectory is dealt with.

Atmosphere, nose fairing, launch vehicle, trajectory, modes of flow.

Информация об авторах

Харитоновна Анна Николаевна, начальник группы, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», г. Самара. E-mail: annqwer@mail.ru. Область научных интересов: механика жидкости и газа, исследования в области пространственного пограничного слоя.

Шахов Валентин Гаврилович, кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэрогидродинамики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: shakhov@ssau.ru. Область научных интересов: аэродинамика, механика жидкости и газа, исследования в области пограничного слоя.

Kharitonova Anna Nikolayevna, head of group, Samara Space Rocket Center “TsSKB-Progress”, Samara. E-mail: annqwer@mail.ru. Area of research: mechanics of fluids, research in the area of a three-dimensional boundary layer.

Shakhov Valentin Gavrilovich, candidate of technical science, professor, head of the department of aerohydrodynamics, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: shakhov@ssau.ru. Area of research: aerodynamics, mechanics of fluids, research in the area of a boundary layer.