УДК 532

ОСОБЕННОСТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С НАДКАЛИБЕРНЫМИ ГОЛОВНЫМИ ОБТЕКАТЕЛЯМИ ПОТОКОМ ВЯЗКОГО ГАЗА

Харитонова А.Н., Лагно О.Г.

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», Самара, Россия

АННОТАЦИЯ

На примере четырех реальных траекторий выведения рассматриваются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями, при этом особое внимание уделяется режимам при полете на больших высотах. На основе параметров данных траекторий (времени, скорости и высоты) рассчитаны числа Рейнольдса и Маха, изменяющиеся по высоте, и затем, с учетом диаграммы Тзяна, отображающей разделение на основные области течения, определены режимы обтекания ракет-носителей, в частности переход от области обычной газовой динамики к области течения со скольжением, и методы решения подобных задач.

ВВЕДЕНИЕ

На всех этапах развития ракетно-космической техники одним из основных направлений проектирования ракет-носителей являлось решение ряда комплексных физических задач, касающихся сопротивления движения тел в плотных нижних и разрежённых верхних слоях атмосферы. Для решения подобных задач созданы эффективные аналитические и численные методы расчета. Но в последние годы появился новый класс задач. Сейчас весьма актуальной задачей является проведение исследования влияния повышенной надкалиберности головного обтекателя на трение, теплообмен и температурные режимы различных теплозащитных пакетов при движении по траектории выведения ракеты-носителя.

В данной работе на примере нескольких траекторий выведения рассматриваются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями и особенности решения подобных задач.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ РЕЖИМОВ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

В данной работе на примере нескольких траекторий выведения рассматриваются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями. Всего рассматривалось четыре пуска: один пуск с ГО диаметром 4,11 м и три пуска с ГО диаметром 3,7 м, причем в этих случаях все ГО были различной длины. Пример траектории выведения для одного из пусков приведён на рис.1.

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:

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

где, u – скорость тела относительно среды, м/с; a – скорость звука, м/с; l – характерный размер тела, м; ν – кинематическая вязкость, м^2/с.

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

© Харитонова А.Н., Лагно О.Г.

этих параметров на больших высотах (больше 90 км) можно пренебречь. Полученные результаты приведены на рис.2 и 3.

Используя полученные данные и воспользовавшись предложением Тзяна о разделении газовых течений на основные области по параметрам разрежения (M/Re и $M/\sqrt{\mathrm{Re}}$) [2], получаем, что на высоте около 50 км происходит переход от области обычной газовой динамики к области течения со скольжением (рис.4).

ОСОБЕННОСТИ РЕЖИМОВ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. До высоты примерно 50 км наблюдается область обычной газодинамики. При этом в зависимости от изменения числа Рейнольдса (рис.2) 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, для решения которых в настоящее время созданы эффективные как аналитические, так и численные методы расчета. Кроме того, следует отметить, что современные программные комплексы, такие как Ansys Fluent, FlowVision, значительно упрощают решение задач подобного типа.

2. Начиная примерно с высоты в 50 км условия полета соответствуют области течения со скольжением, при этом здесь наблюдается только ламинарный режим течения. При определении параметров обтекания в этой области возникают некоторые трудности. Это связано с тем, что в области течения со скольжением имеется 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, 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. 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). Более того, параметр разрежения мал, поэтому теория свободно-молекулярного потока также не может быть использована [2].

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.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключение можно сказать, что определение основных характеристик пространственного пограничного слоя с учетом течения со скольжением представляет некоторые трудности. Кроме того, необходимо учитывать, что обтекание надкалиберных головных обтекателей 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. Поэтому, повышенные требования к параметрам тепловых режимов и температурных полей на отдельных элементах конструкции сопряжены с необходимостью усовершенствования расчетных и экспериментальных методик пространственного пограничного слоя, уточнения параметров отрывных зон и критериев перехода ламинарного режима обтекания к турбулентному. Проведение расчета по усовершенствованным методикам даст возможность оптимизировать толщины теплозащитного покрытия надкалиберного головного обтекателя, что приведет к экономии веса ракеты-носителя и возможности увеличения массы полезного груза.

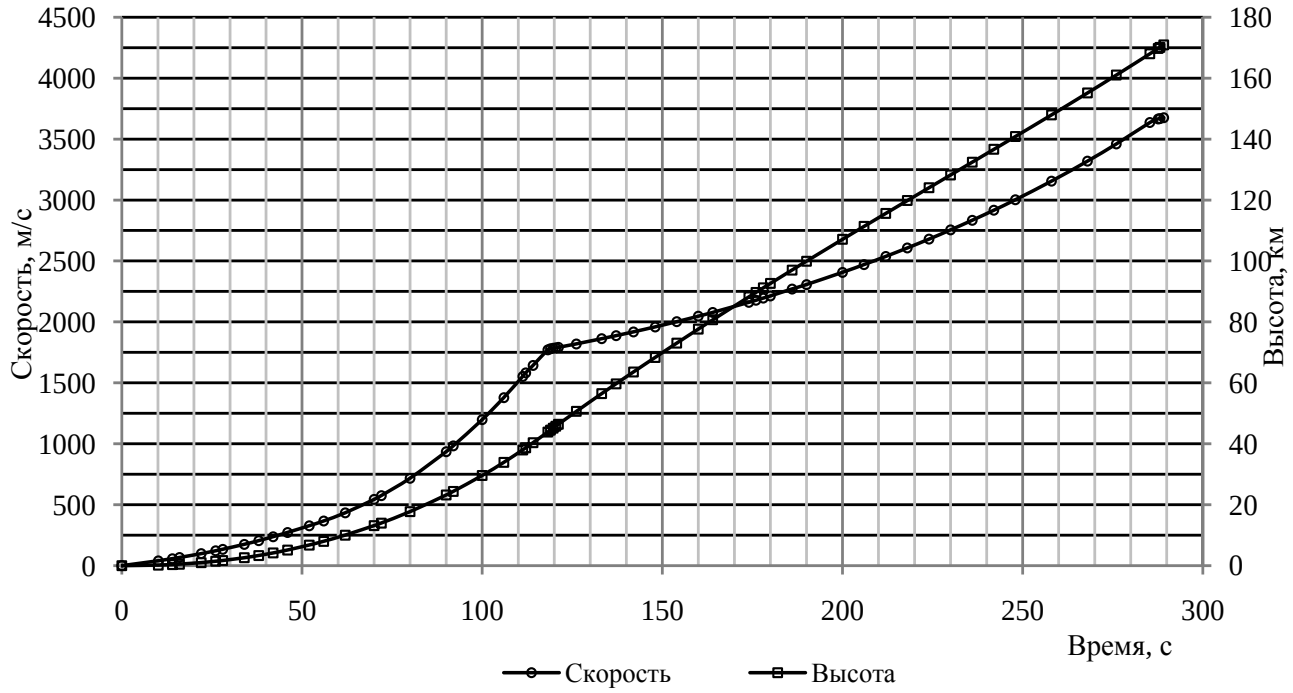

Рис.1 Проектная траектория для пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 4,11 м (до отделения ГО)

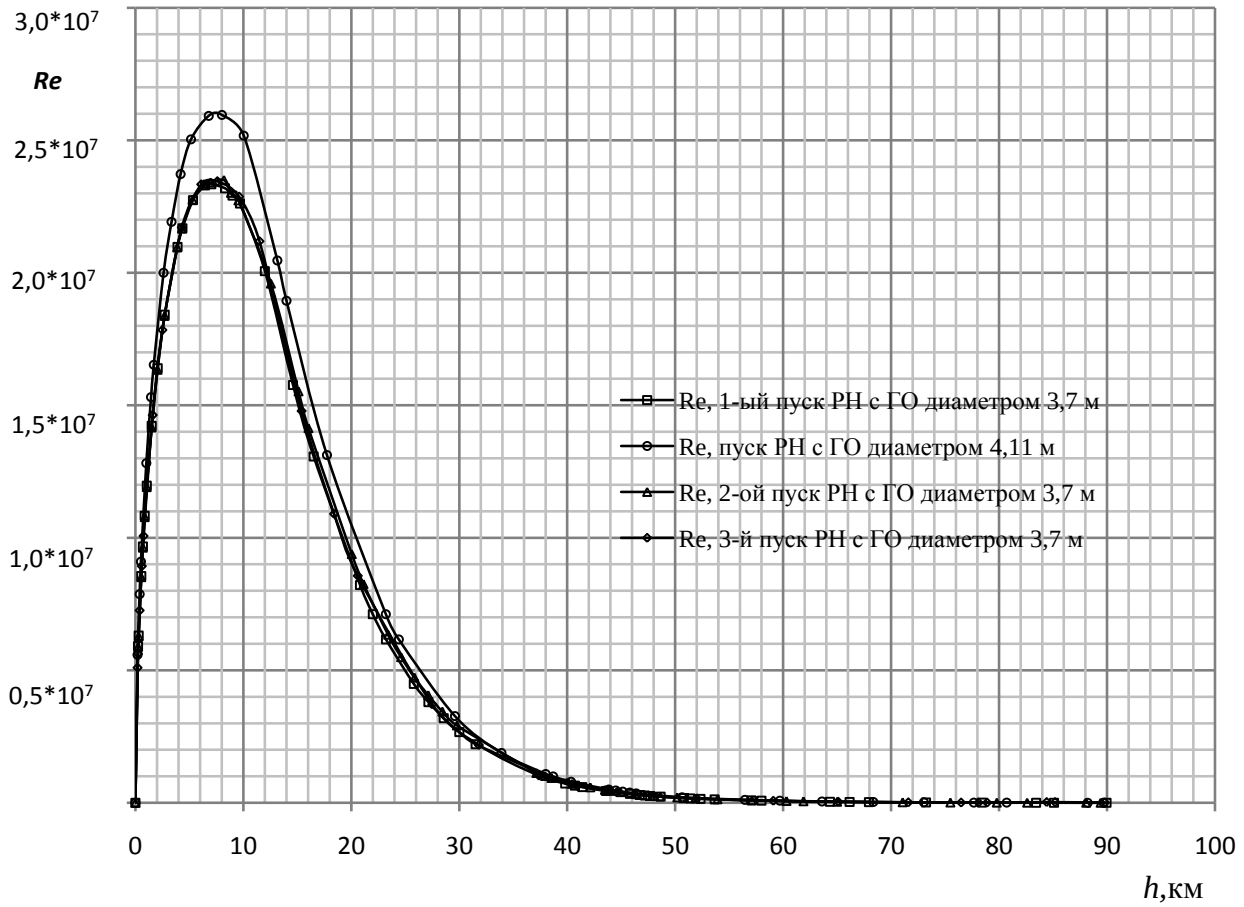

Рис.2 Изменение числа Рейнольдса в зависимости от высоты h

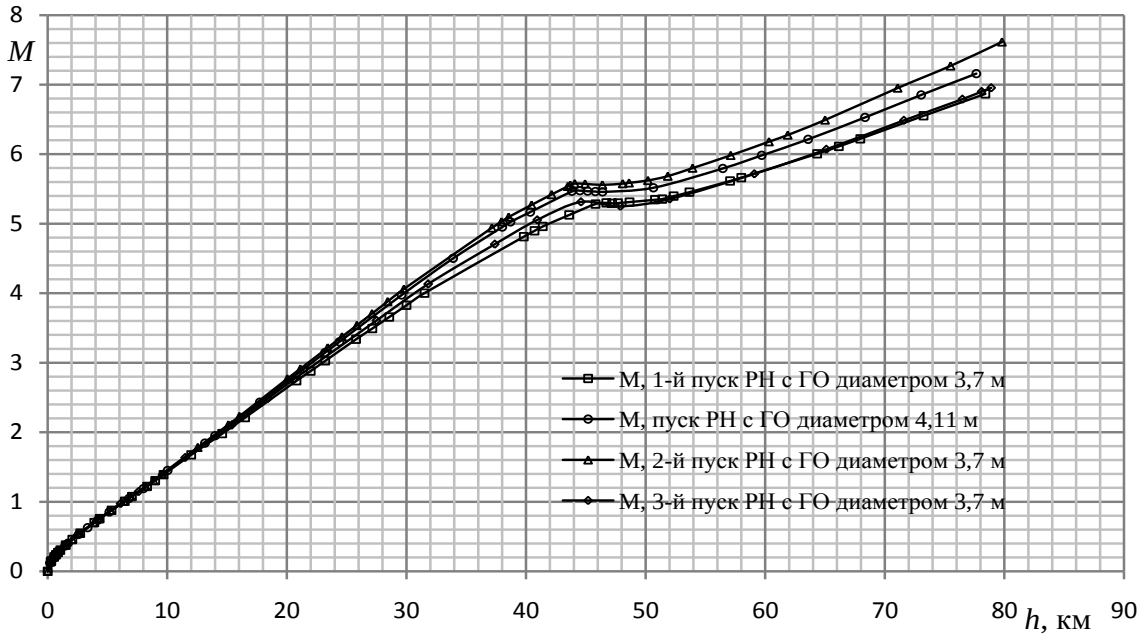

Рис.3 Изменение числа Маха в зависимости от высоты h

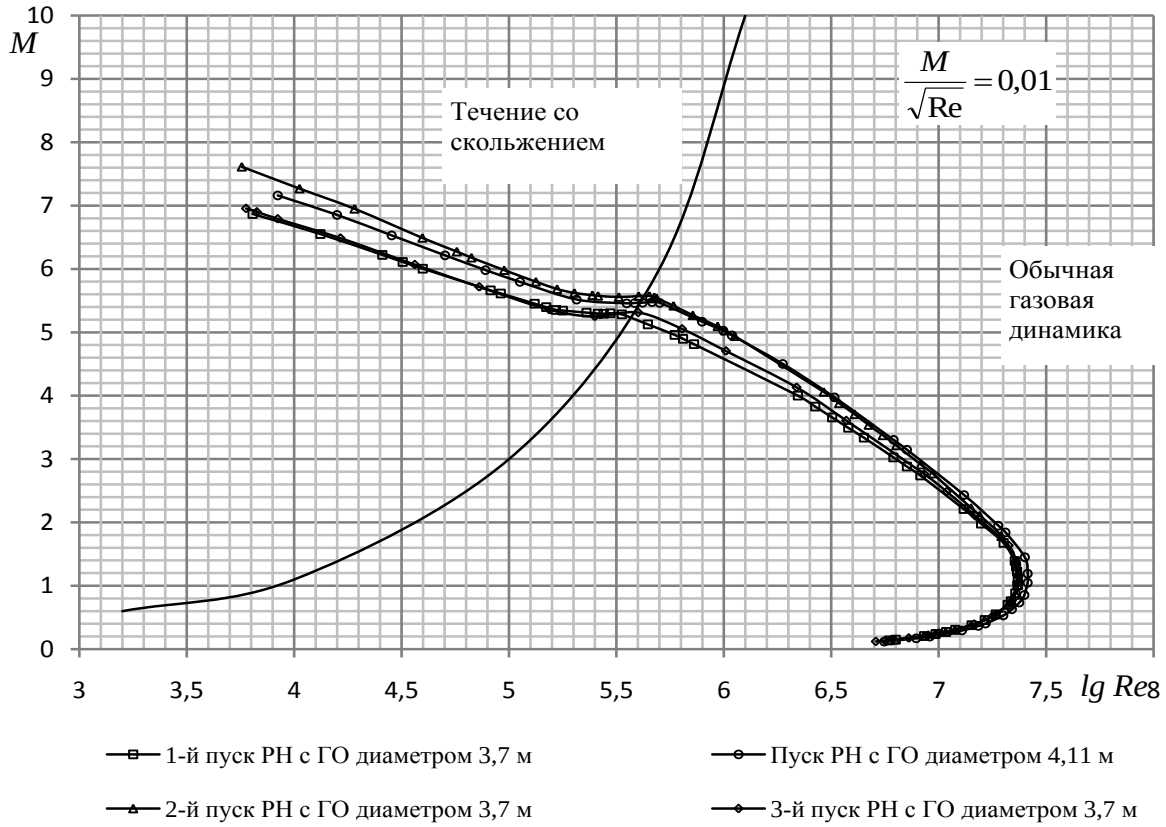

Рис.4 Изменение числа Маха в зависимости от числа Рейнольдса

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Госстандарт, 1981. – 180 С.
2. Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика больших скоростей. – М.: Высшая школа, 1965. – 560 С.