

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМОВ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ

© 2009 А. Н. Харитонова

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС»

На примере двух 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.

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

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 разреженных верхних слоях атмосферы, явлений разогрева, плавления или сублимации твердого вещества, покрывающего носовую часть тела, и уноса этого вещества. 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, особенно на больших высотах. При этом несколько меняются основные режимы обтекания ракеты-носителя в нижних слоях атмосферы и, кроме того, приходится принимать во внимание другие условия обтекания при полете в верхних слоях.

В данной работе на примере двух проектных траекторий выведения исследуются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями (ГО) диаметрами 3,7 и 4,11 м, при этом особое внимание уделяется режимам при полете на больших высотах. В этом случае при исследовании режимов обтекания нельзя пользоваться гипотезой сплошности и необ-

ходимо учитывать молекулярную структуру среды. Траектории 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:

$$M = \frac{u}{a} \text{ и } Re = \frac{lu}{\nu},$$

где u – скорость тела относительно среды, м/с; a – скорость звука, м/с; l – характерный размер тела, м; ν – кинематическая вязкость, м²/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 этих параметров на больших высотах (больше 90 км) можно пренебречь. Полученные результаты приведены на рис. 3 и 4.

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).

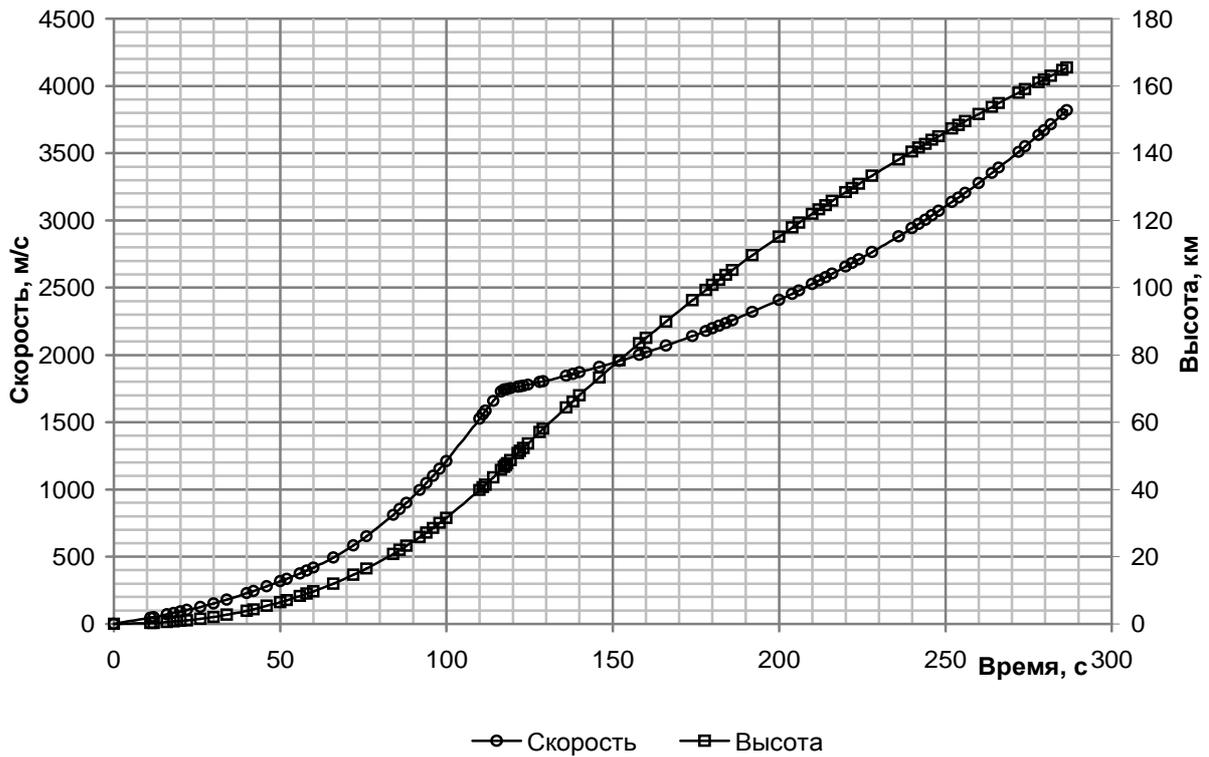


Рис. 1. Проектная траектория для коммерческого пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 3,7 м (до отделения ГО)

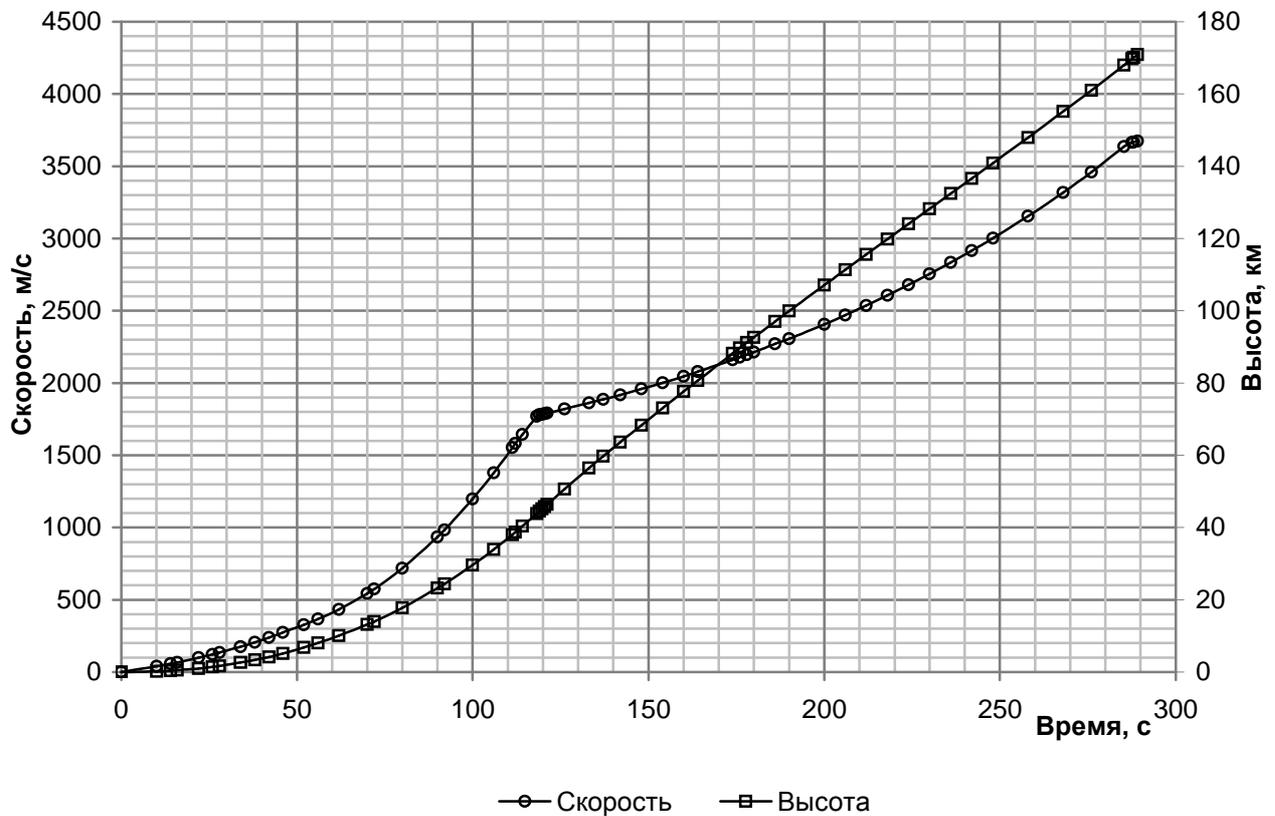


Рис. 2. Проектная траектория для коммерческого пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 4,11 м (до отделения ГО)

Таким образом, согласно данным траекторным параметрам и с учетом параметров разрежения (M/Re и M/\sqrt{Re}) можно сделать следующие выводы:

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, для решения которых в настоящее время созданы эффективные как аналитические, так и численные методы расчета.

2. Примерно с высоты в 50 км условия полета соответствуют области течения со скольжением, при этом здесь наблюдается только ламинарный режим течения. 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). Отношение этих дополнительных членов к основным, соответствующим линейным законам, имеет как раз порядок величины M_∞^2/Re_∞ или квадрата отношения l/d длины свободного пробега l к толщине пограничного слоя d .

Для расчетов в области скольжения пользуются приближенным приемом, заключающимся в использовании уравнений континуума и учете явлений скольжения в граничных условиях. Явления скольжения могут быть аналитически выражены следующими соотношениями. Для скорости:

$$u_{y=0} - u_c = l \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=l}$$

Здесь $u_{y=0}$ – скорость газа у стенки, u_c – ско-

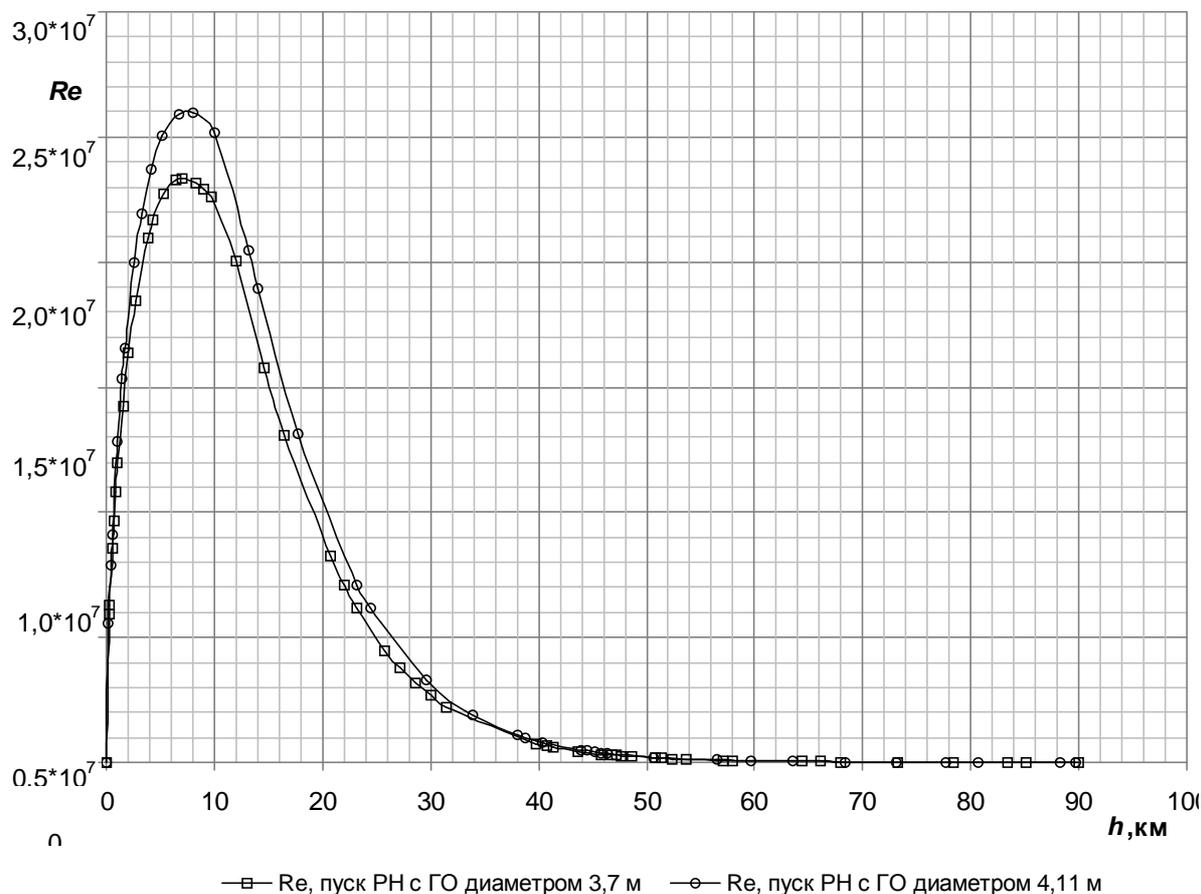


Рис. 3. Изменение числа Рейнольдса в зависимости от высоты h

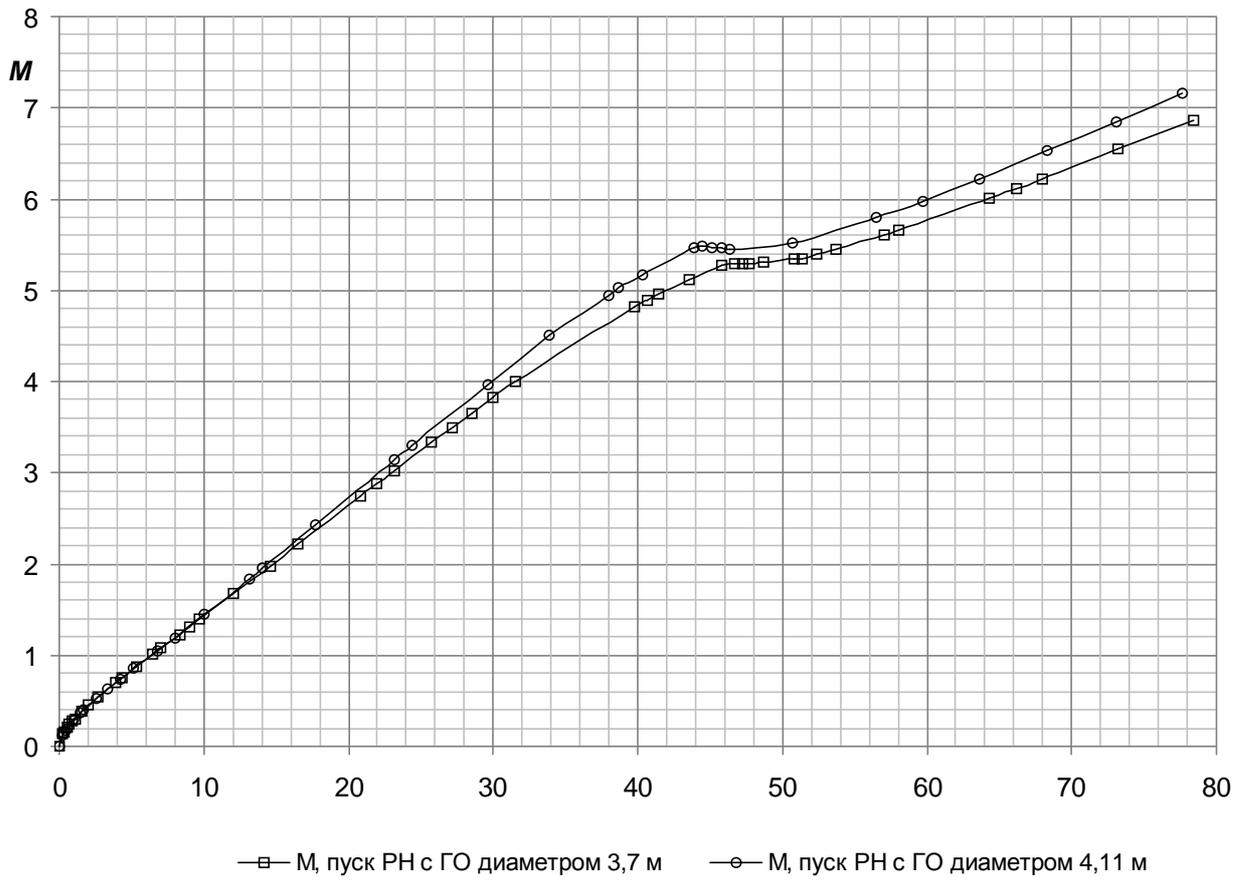


Рис. 4. Изменение числа Маха в зависимости от высоты h

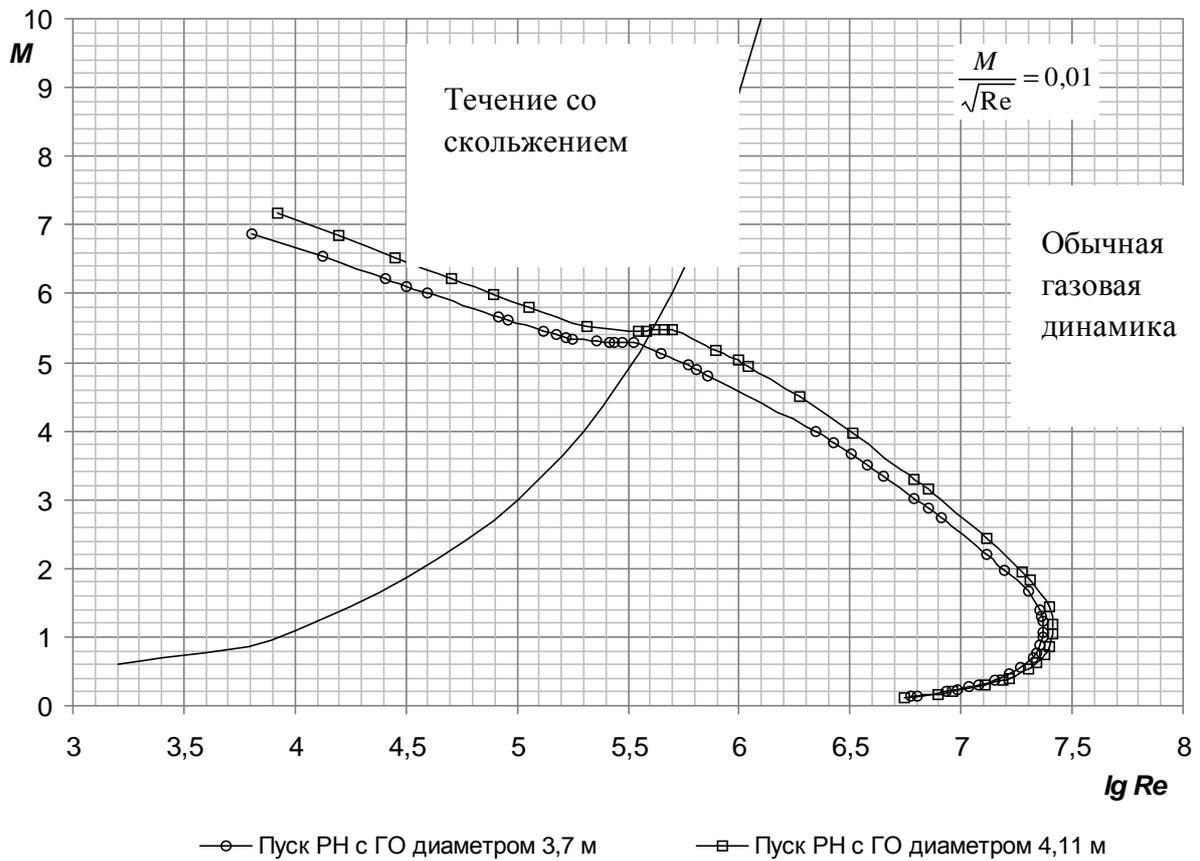


Рис. 5. Изменение числа Маха в зависимости от числа Рейнольдса

рость движения стенки, l – средняя длина свободного пробега молекул.

Аналогично для скачка температуры:

$$T_{y=0} - T_c = 1,996 \frac{2-s}{s} \frac{k}{k+1} \frac{l}{\mu c_p} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=l}.$$

Здесь s – коэффициент аккомодации, введенный Кнудсенем и выражающий доли той части молекул, которые после соприкосновения с поверхностью при ремиссии их приобретают среднюю энергию, приспособленную к энергии молекул, имеющих температуру поверхности тела, k – показатель адиабаты, l – коэффициент теплопроводности, $T_{y=0}$ – температура газа у стенки и T_c – температура стенки [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 расче-

те обтекания можно пользоваться методами кинетической теории газов.

В заключение можно сказать, что определение основных характеристик пространственного пограничного слоя с учетом течения со скольжением представляет некоторые трудности. Кроме того, повышенные требования к параметрам тепловых режимов и температурных полей на отдельных элементах конструкции головных обтекателей ракет-носителей сопряжены с необходимостью усовершенствования расчетных методик пространственного пограничного слоя, уточнения параметров отрывных зон и критериев перехода ламинарного режима обтекания к турбулентному.

Библиографический список

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.

References

1. GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Moscow: Gosstandart, 1981 – 180 pp.

2. Arzhanikov N. S., Sadekova G. S. Aerodynamics of high velocities. – Moscow: “Vysshaya shkola”, 1965 – 560 pp.

DETERMINING FLOW REGIMES AROUND ROCKET BOOSTERS ON A PART OF THE LAUNCH ORBIT

© 2009 A. N. Kharitonova

Samara Space Rocket Centre “TsSKB-Progress”

Two actual launch paths are chosen as an example to consider the main regimes of flow around rocket boosters with oversized head caps, special attention being paid to regimes of high-altitude flying. Reynolds and Mach numbers varying with altitude are calculated on the basis of parameters of these paths (time, velocity and altitude). Then, taking into account the Tsyau diagram showing the separation into the principal flow areas, flow regimes of carrier rockets are determined, in particular, the transition from the standard gas dynamics area to the slip flow area.

Atmosphere, head cap, carrier rocket, path, flow regimes.

Информация об авторе

Харитоновна Анна Николаевна, ведущий инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», e-mail: annqwer@mail.ru. Область научных интересов: механика жидкости и газа, исследования в области пространственного пограничного слоя.

Kharitonova Anna Nicolayevna, leading design engineer, Samara Space Rocket Centre “TsSKB-Progress”, e-mail: annqwer@mail.ru. Area of research: fluid mechanics, studies in the area of spatial boundary layer.