УДК 532.516

Н. В. ГРИШИН[1], А. А. ПРИХОДЬКО[2]

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЗЕНИТ-2SLБ

[1]Государственное предприятие конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля, ул. Криворожская 3, 49008, Днепр, Украина; e-mail: my.Gryshyn@gmail.com

[2]Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара пр. Гагарина 72, 49000, Днепр, Украина; e-mail: paadp@mail.ru

Представлены результаты численного моделирования обтекания ракеты-носителя Зенит-2SLБ сверхзвуковым потоком под углом атаки 5, 15 и 25 градусов. Целью данной работы является получение достоверной трехмерной вихревой структуры обтекания корпуса РН Зенит-2SLБ. Численное моделирование реализовано на основе нестационарных трехмерных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса для сжимаемого газа. Решение системы исходных уравнений выполнено методом контрольных объемов. В результате расчетов получено три характерных режима обтекания корпуса ракеты под углами атаки: безотрывное обтекание цилиндрической части корпуса, присоединенный и отсоединенный отрыв потока в поперечном сечении. Результаты моделирования удовлетворительно согласуются с известными расчетами и экспериментальными данными.

Наведено результати числового моделювання обтікання ракети-носія Зеніт-2SLБ надзвуковим потоком під кутом атаки 5, 15 та 25 градусів. Метою роботи є отримання достовірної тривимірної вихрової структури обтікання корпуса РН Зеніт-2SLБ. Числове моделюванню реалізовано на основі нестаціонарних тривимірних осередненних за Рейнольдсом рівнянь Нав'є–Стокса для стисливого газу. Розв'зки системи вихідних рівнянь знайдено за допомогою методу контрольних об'ємів. В результаті розрахунків отримано три характерні режими обтікання корпуса ракети під кутами атаки: безвідривне обтікання циліндричної частини корпуса, приєднаний та від'єднаний відрив потоку в поперечному перерізі. Отриманні результати задовільно узгоджуються з відомими розрахунками та експериментальними даними.

The results of a numerical simulation of a supersonic flow about the Zenit-2SLБ launch vehicle at angle of attack 5, 15 and 25 degrees are presented. Attention in this work is devoted to obtaining the proved three-dimensional vortex structure of the flow about the Zenit-2SLБ launch vehicle. The numerical simulation is based on the unsteady three-dimensional Reynolds-averaged Navier–Stokes equations for a compressible gas. Reference equations are solved by the control volume method. From computations three characteristic regimes of the flow around a rocket body at angle of attack are obtained, including a nonstalling flow around a cylindrical body part, attached and unattached separation of flow at cross section. The simulation results correlate satisfactorily with the existing computations and experimental data.

Ключевые слова: *сверхзвуковое обтекание, ракета-носитель Zenit-2SLБ, уравнения Навье–Стокса, численное моделирование.*

Введение. Спектр методов, используемых в настоящее время для расчета аэродинамических характеристик тел заданной формы, весьма широк: от инженерных методов, в значительной степени базирующихся на эмпирических соотношениях, до теоретических методов, основанных на решении уравнений Навье–Стокса. Большая часть опубликованных результатов расчета аэродинамических характеристик ракет получена с помощью приближенных инженерных методов либо методов линейной потенциальной теории. Результаты расчета сверхзвуковых течений около комбинации корпус – крыло – оперение при произвольных углах атаки и крена на основе линейной потенциальной теории, предусматривающей расчет вихревой пелены, срывающейся с поверхности корпуса ракеты при большом угле атаки, были приведены в работах [1 – 9]. Аэродинамические характеристики полной компоновки ракеты могут быть получены с помощью метода S/HABR [10], основанного на теории Ньютона и ориентированного на большие сверхзвуковые и гиперзвуковые числа Маха. Приближенное описание сверхзвукового обтекания ракеты может быть получено посредством численного интегрирования уравнений Эйлера. Численные решения этих уравнений позволяют оценить (без

учета влияния вязкости) значения суммарных аэродинамических коэффициентов, распределения нагрузок на несущие элементы, значения шарнирных моментов органов управления и профили скорости на входе воздухозаборника. Вычислительные методы, в которых используются уравнения Эйлера, вообще говоря, не требуют привлечения эмпирических результатов и дают такую информацию о течении (например, профили скорости), получение которой экспериментальным путем обходится очень дорого, а с помощью полуэмпирических инженерных методов едва ли возможно. Вязкие эффекты, такие как срыв вихрей с корпуса ракеты, не могут быть учтены с помощью одних только уравнений Эйлера, и для их учета необходимо применять специфические приемы, зависящие от рассматриваемого класса течений.

Однако всем упомянутым методам присущи жесткие ограничения, затрудняющие практическое применение этих методов при проектировании ракет. Наиболее универсальными являются методы, которые принято объединять под общим названием «методы вычислительной гидродинамики». Эти методы основаны на решении разностных аналогов нелинейных уравнений газовой динамики: уравнения для потенциала скорости, уравнений Эйлера или уравнений Навье–Стокса в полной либо упрощенной форме. Простейшая и наиболее часто используемая модель основана на линеаризованном уравнении для потенциала скорости; наиболее сложные модели базируются на уравнениях Навье–Стокса. Данная модель механики жидкости и газа позволяет более точно описать возникающие при обтекании ракеты физические процессы, такие как формирование ударной волны, турбулентность, отрыв потока, вихревые течения и т. д. [11].

Целью данной работы является получение достоверной трехмерной вихревой структуры обтекания корпуса РН Зенит-2SLБ. В статье представлены результаты численного моделирования трехмерного нестационарного сверхзвукового обтекания ракеты-носителя (РН) Зенит-2SLБ при числе Маха набегающего потока M = 2. Согласно траектории полета данная скорость реализуется на высоте ~7140 м. Расчеты были проведены в соответствии с параметрами атмосферы на этой высоте. С целью исследования возникающей трехмерной вихревой структуры и ее воздействия на ракету, сверхзвуковое обтекание РН рассматривалось при углах атаки 5, 15 и 25 градусов. Решение задачи получено без учета навесных элементов РН, а также при условии неработающего двигателя.

Постановка задачи. Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракеты-носителя Зенит-2SLБ проведено с применением нестационарных трехмерных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса для сжимаемого газа:

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}_i}{\partial x_i} = 0,$$

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{bmatrix};\ \mathbf{E}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + \delta_{1i} p - \tau_{1i} \\ \rho u_i u_2 + \delta_{2i} p - \tau_{2i} \\ \rho u_i u_3 + \delta_{3i} p - \tau_{3i} \\ (e+p) u_i - u_j \tau_{ij} - q_i \end{bmatrix},$$

здесь t – время; x_i – декартовы координаты; u_i – декартовы компоненты вектора скорости; i,j =1,2,3, предполагается суммирование по одинаковым индексам; ρ – плотность; p – давление; e – полная энергия; τ_{ij} – компоненты тензора сдвиговых напряжений; q_i – компоненты вектора теплового потока [12, 13].

При замыкании системы уравнений использовалась модель турбулентности SST (Shear Stress Transport) [14].

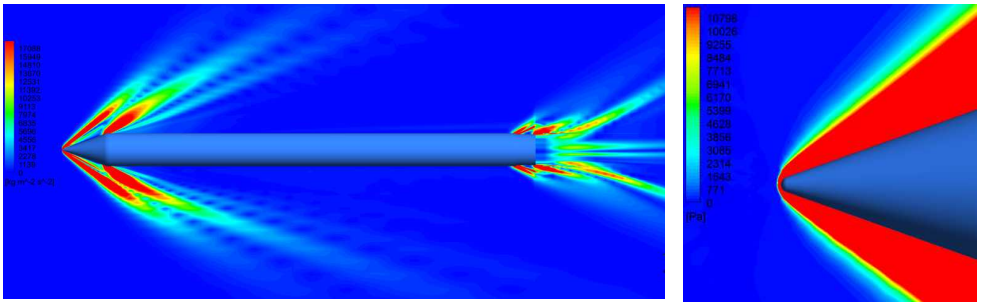
Численная методика. Численное решение системы исходных уравнений получено при помощи метода контрольных объемов. В расчетах использовались методики, имеющие второй порядок аппроксимации по пространственным переменным. Расчетная область математического моделирования обтекания РН состоит из 1 302 016 контрольных объемов. Минимальный шаг пристеночной сетки выбирался из условия $y^+ < 5$, где y^+ – безразмерная толщина вязкого подслоя.

Результаты численного моделирования. Обтекание ракеты-носителя сверхзвуковым потоком характеризуется формированием на наветренной части головного обтекателя отсоединенной головной ударной волны. Принимая во внимание конструктивное исполнение головного обтекателя: остроконическая форма (угол полураствора конуса ~ 20 градусов) со сферическим наконечником малого радиуса (~70 мм), получаемое расстояние на которое отходит головная ударная волна, незначительное порядка 0,42R, где R – радиус наконечника. Полученное значение хорошо согласуется с представленными результатами расчетов в работе [15]. Течение за ударной волной в области сферического наконечника дозвуковое, причем зона дозвукового течения смещается вниз по потоку при увеличении угла атаки. Вдоль образующей конического наконечника, на наветренной части, течение трансзвуковое, число Маха увеличивается от M = 0,8 до M = 1,3. На подветренной части конуса течение сверхзвуковое, число Маха изменяется от M = 1,4 до M = 1,8.

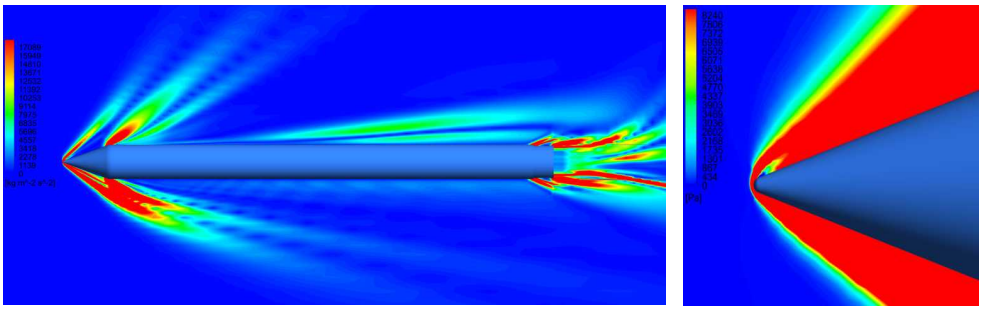
Сформированная головная ударная волна в плоскости срединного сечения имеет небольшую асимметрию, на наветренной части ударная волна поджимается к корпусу ракеты, а на подветренной части ударная волна отходит от корпуса. Следовательно, на наветренной части ракеты увеличивается давление в потоке и падает скорость (как следствие, число Маха также снижается), а на наветренной части уменьшается давление и увеличивается скорость (число Маха изменяется соответственно) (рис. 1).

В местах резкого изменения геометрии, таких как переход с конуса на цилиндр, переход с большего диаметра на меньший (переход на хвостовом отсеке) и сход с цилиндрического корпуса, происходит образование косых скачков уплотнения. При увеличении угла атаки скачки уплотнения, также как и головная ударная волна, деформируются. В донной области за РН образуются сложная ударно-волновая структура в результате взаимодействия хвостовых скачков уплотнения и интенсивное вихревое течение.

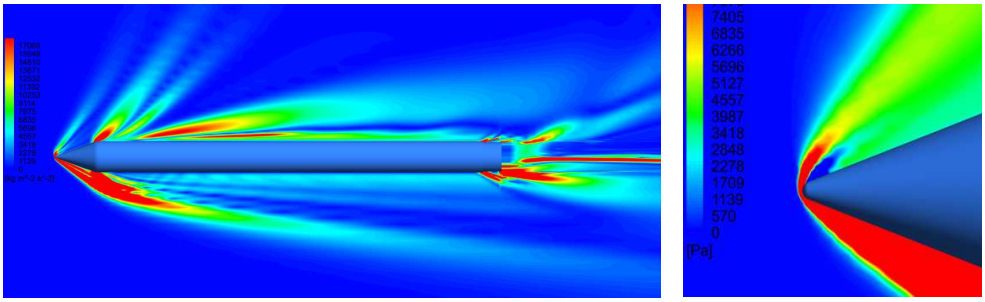
Сверхзвуковое обтекание РН под углом атаки 5 градусов на корпусе безотрывное. На подветренной части ракеты, на участке перехода с конуса на цилиндр наблюдается увеличение числа Маха по потоку. При обтекании под углом атаки 15 градусов на цилиндрической части РН происходит отрыв потока. На участке бака окислителя первой ступени наблюдается положительный градиент давления в потоке (рис. 1).



а) угол атаки 5 градусов



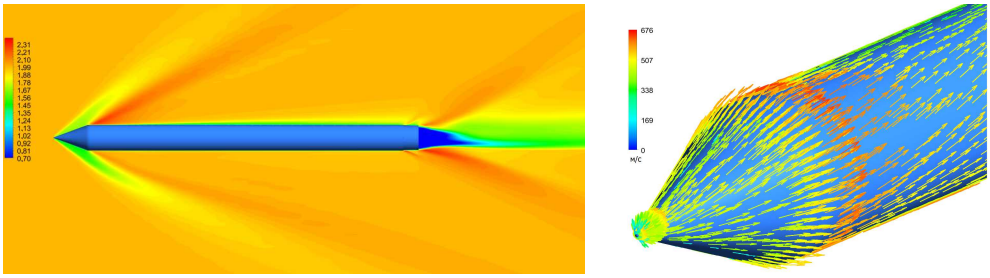
б) угол атаки 15 градусов



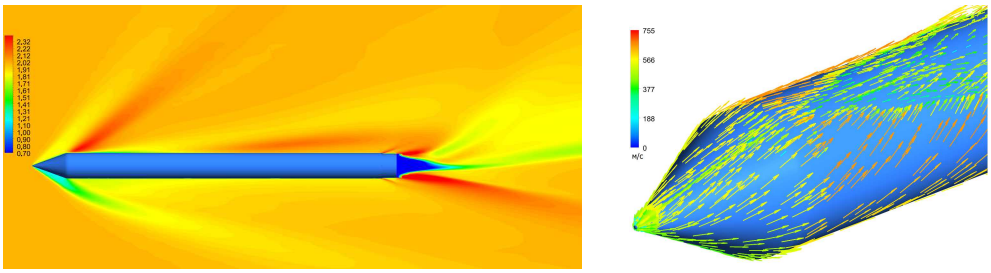
в) угол атаки 25 градусов

Рис. 1 – Изобары в срединном сечении при обтекании корпуса

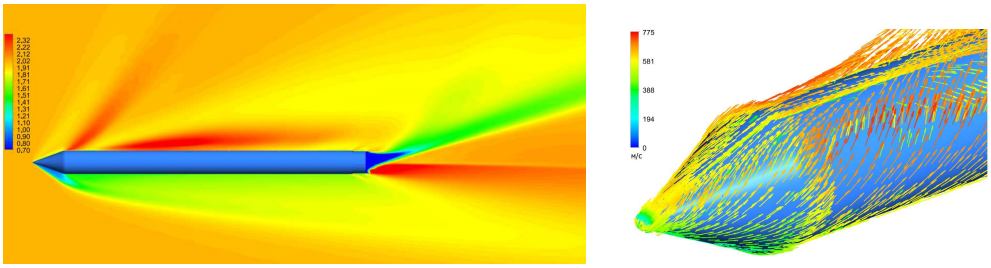
При обтекании под углом атаки 25 градусов на цилиндрической части РН также происходит отрыв потока. В отличие от обтекания под углом 15 градусов, зона отрыва смещается в сторону головного обтекателя. На цилиндрическом участке второй ступени в районе отрыва потока образуется положительный градиент давления. В соответствии с классической концепцией отрыва потока необходимым условием отрыва потока от стенки является возрастание давления в направлении течения, то есть положительный (или обратный) градиент давления в направлении течения, а также наличие ламинарных или турбулентных вязких явлений в пограничном слое. По сравнению с основным потоком, течение в пограничном слое подвержено относительно большому отрицательному ускорению [16]. Ниже по течению количество движения и энергия вдоль поверхности стенки затрачиваются на преодоление возрастания давления и трения, что приводит к торможению частиц воздуха. Замедляющийся основной поток не в состоянии сообщить достаточную энергию частицам в пограничном слое и ускорить их движение. За линией отрыва под действием положительного градиента давления возникает возвратное течение и вследствие этого толщина пограничного слоя возрастает. На линии отрыва поток начинает отходить от стенки под небольшим углом (рис. 2).



а) угол атаки 5 градусов



б) угол атаки 15 градусов



в) угол атаки 25 градусов

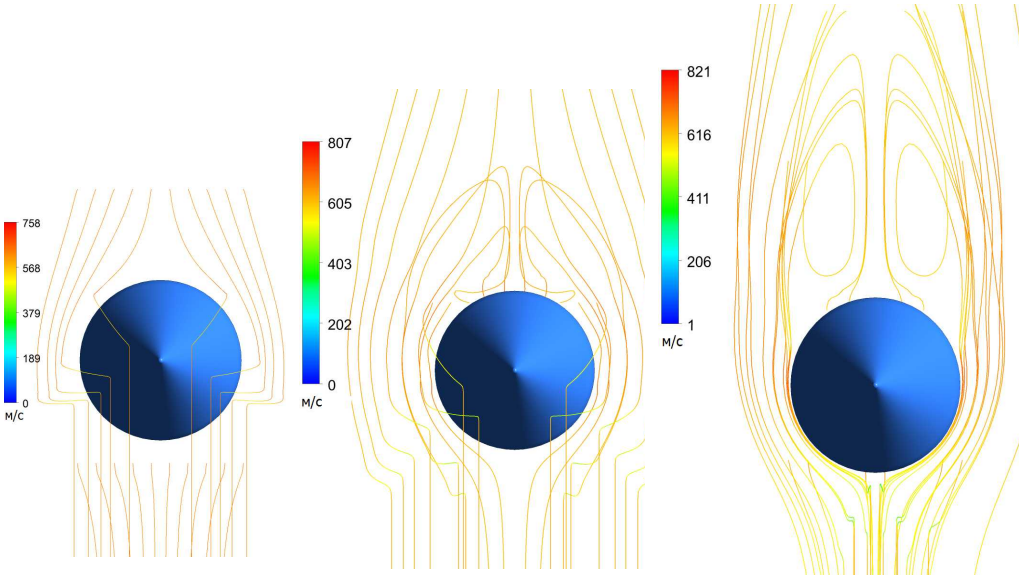
Рис. 2 – Распределение числа Маха (справа) и скорости (слева) набегающего потока вдоль корпуса РН

По мере изменения угла атаки движущегося в потоке осесимметричного тела обтекание проходит стадии, отражающие уменьшающееся влияние осевой составляющей потока. При малых углах атаки ~ 5 градусов, осевая составляющая потока преобладает и течение имеет присоединенный характер, хотя явления, связанные с поперечным перетеканием, приводят к образованию на стороне разрежения толстого пограничного слоя.

На режиме обтекания в 15 градусов при наличии затупленной носовой части, наблюдается индуцированный носовой частью отрыв осевой компоненты потока [17, 18]. Это отрыв течения с замкнутой срывной зоной, который сопровождается образованием отходящих по нормали к поверхности вихрей, напоминающих смерчи [19], и присоединением течения на хвостовой части корпуса. Он способствует задержке отрыва потока разомкнутого типа с хвостовой части корпуса, сопровождающегося образованием вихрей, прилегающих к корпусу. Точка растекания смещается вниз по потоку вдоль сферического наконечника носовой части в плоскости симметрии, здесь наблюдается максимальное давление, на подветренной части тела формируется обширный подковообразный отрыв потока.

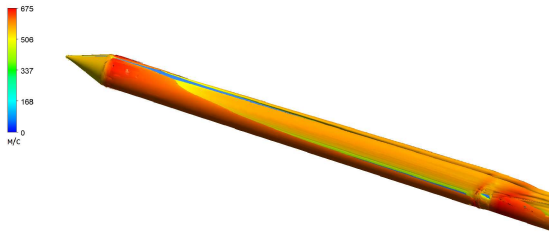
В области умеренно больших углов атаки ~ 25 градусов происходит отрыв поперечного течения и сворачивание его в пару симметричных вихревых жгутов. Можно сделать вывод, что получены характерные режимы обтекания корпуса ракеты под углами атаки: безотрывное обтекание цилиндрической части корпуса, присоединенный и отсоединенный отрыв потока с симметричными

вихрями в поперечном сечении (рис. 3). Изоповерхности характерных режимов обтекания корпуса ракеты под углами атаки представлены на рис.4.

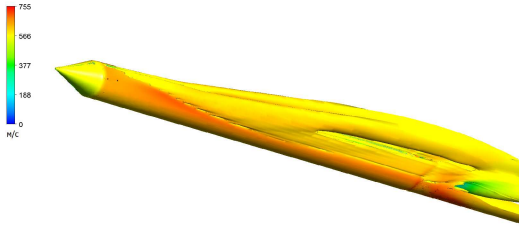


а) угол атаки 5 град. б) угол атаки 15 град. в) угол атаки 25 град.

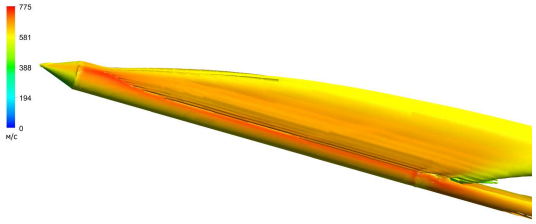
Рис. 3 – Мгновенные линии тока в плоскости перпендикулярной оси ракеты



а) угол атаки 5 градусов



б) угол атаки 15 градусов

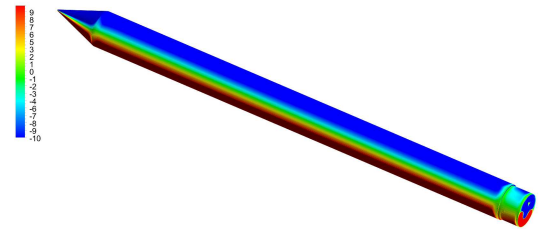


в) угол атаки 25 градусов

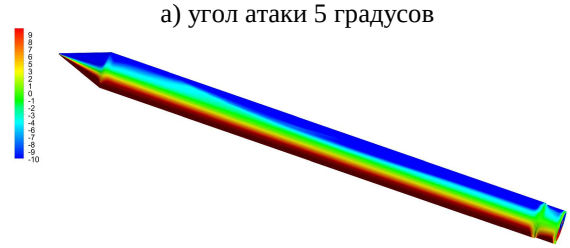
Рис. 4 – Изоповерхности инварианта Q при обтекании ракеты

На рис. 5 приведено изменение коэффициента трения на поверхности РН для трех углов атаки. На рис. 5 отчетливо видно линию отрыва потока и ее искривление при увеличении угла атаки набегающего потока. Так, при обтекании под углом 5 градусов линия отрыва прямолинейна и проходит по всей боковой поверхности. При обтекании под углом 15 градусов линия отрыва искривляется.

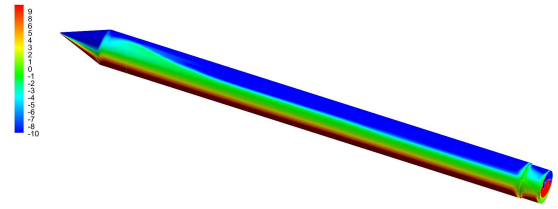
Сравнение кривых распределений коэффициента давления (Ср) на наветренной и подветренной части ракеты при различных углах атаки приведено на рис. 6. Максимальное значение коэффициента давления реализовалось на сферическом наконечнике головного обтекателя РН и для всех рассмотренных вариантов обтекания составило ~ 1,6. На наветренной части конического сегмента обтекателя изменение коэффициента практически отсутствует. Под углом обтекания 5 градусов значение коэффициента давления ~ 0,42, при 15 градусах – 0,7 а при 25 градусах ~1. Вдоль цилиндрического корпуса РН изменение коэффициента давления практически линейное. На режимах обтекания, при углах 15 и 25 градусов на корпусе РН (от -30000 до -46000 мм для 25 градусов и от -14000 до -30000 мм для 15 градусов) наблюдается снижение коэффициента давления в местах отрыва потока (рис. 6).



а) угол атаки 5 градусов



б) угол атаки 15 градусов



в) угол атаки 25 градусов

Рис. 5 – Распределение коэффициента трения Ст на поверхности РН

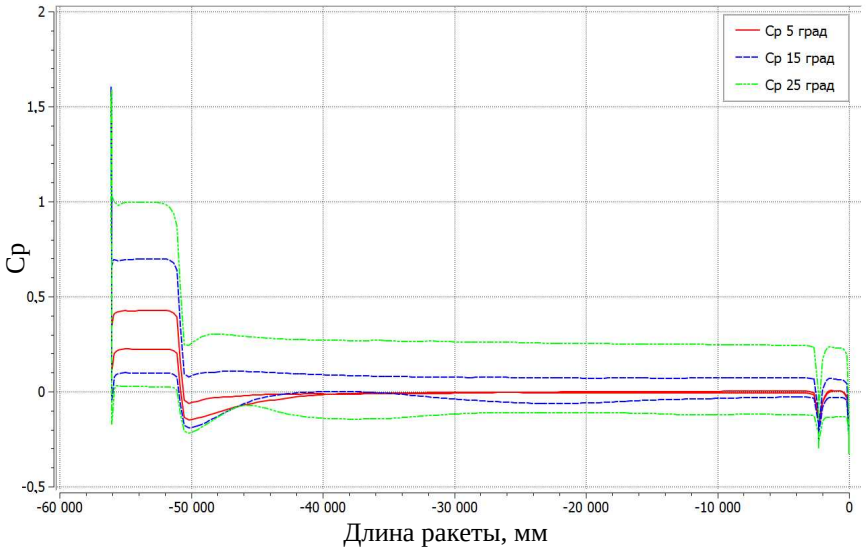


Рис. 6 – Распределение коэффициента давления вдоль наветренной и подветренной части ракеты при различных углах обтекания

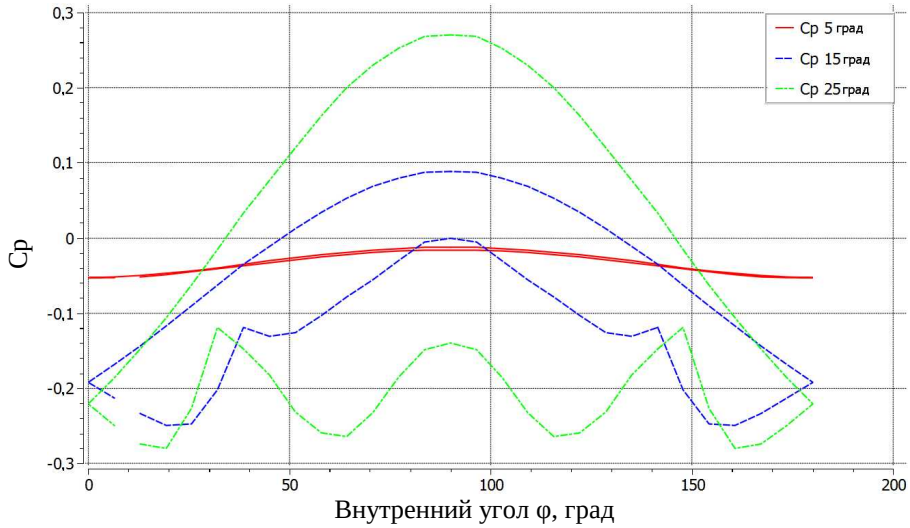


Рис. 7 – Распределение коэффициента давления в поперечном сечении ракеты (x = -40000 мм)

Полученное распределение коэффициента давления в поперечном сечении РН для разных углов обтекания РН показывает формирования пиковых значений на наветренной части корпуса ракеты и неоднородность изменения коэффициента давления на подветренной части, характерную для срыва потока. Изменение коэффициента давления возникает из-за срыва потока, который формируется в симметричные вихри различного масштаба (в зависимости от угла обтекания) (рис. 7).

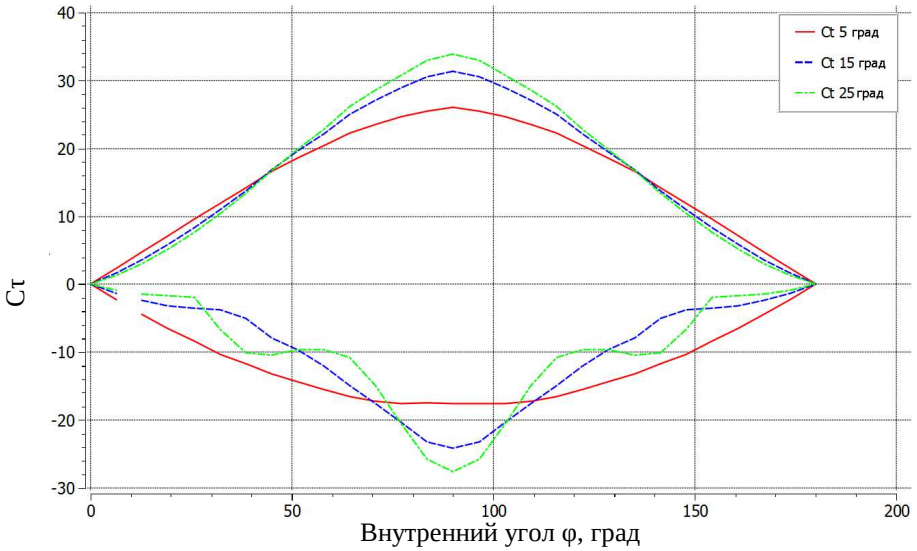


Рис. 8 – Распределение коэффициента трения в поперечном сечении ракеты (x = -40000 мм)

Распределение коэффициента трения (Cт) в поперечном сечении РН для различных углов обтекания показывает изменение касательных напряжений в пограничном слое ракеты на наветренной и подветренной поверхности. На наветренной части наблюдается повышение коэффициента трения в вязком подслое корпуса РН. Причем разница максимальных значений коэффициента трения для углов обтекания 5 градусов и 15 градусов составляет ~6 единиц, в то время как разница значений коэффициента трения для углов обтекания 15 градусов и 25 градусов ~1 единице. На подветренной части корпуса РН наблюдается резкий рост коэффициента трения, вызванный срывом потока (рис. 8).

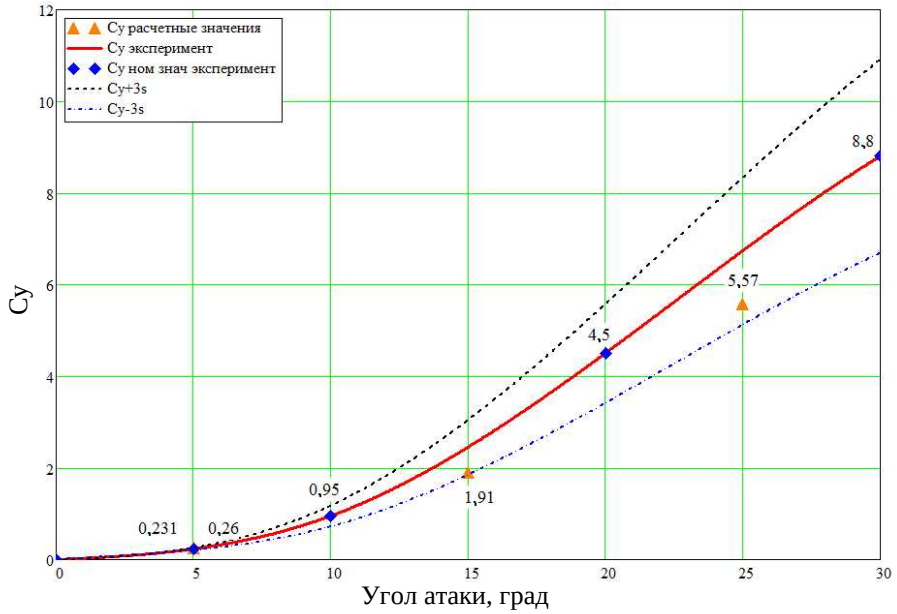


Рис. 9 – Сравнение расчетных значений коэффициента Cy с экспериментальными значениями

Сравнение расчетных значений коэффициента подъемной силы (Cy) с экспериментальными значениями показывает удовлетворительные результаты проведенного моделирования. Во всех рассмотренных режимах обтекания полученные значения коэффициента Cy находятся в доверительном интервале значений (Cy±3s), полученных по результатам экспериментальных исследований аэродинамических характеристик на моделях РН в установках ЦНИИМАШ и натурных испытаний РН «Зенит» (рис. 9).

Рассчитанные значения коэффициента аэродинамического сопротивления (Cx) также удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (Cx±3s) (рис. 10). В отличие от полученных значений коэффициента подъемной силы, значения коэффициента лобового сопротивления находятся ближе к аппроксимирующей кривой экспериментальных значений. Это объясняется тем, что коэффициент аэродинамического сопротивления меньше подвержен влиянию угла атаки.

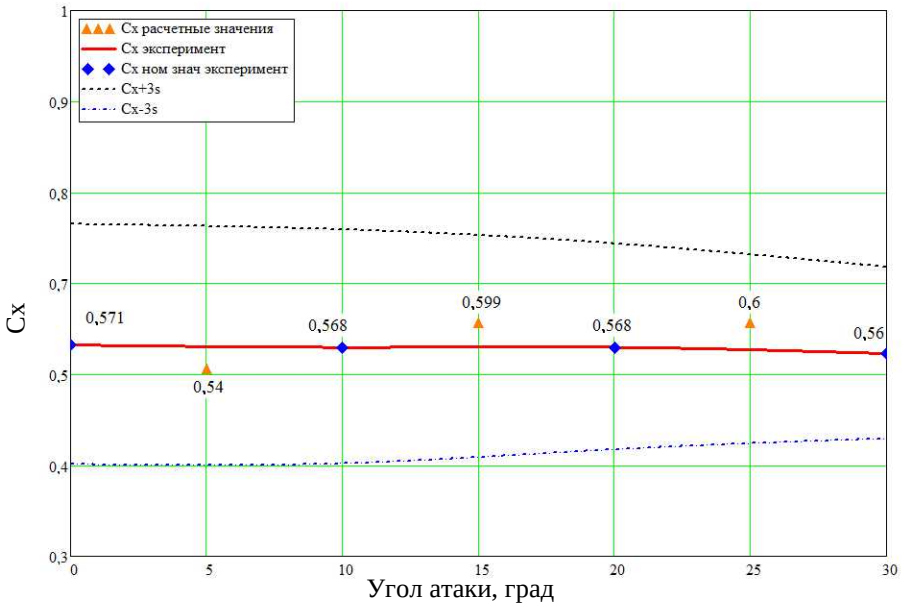


Рис. 10 – Сравнение расчетных значений коэффициента Cx с экспериментальными значениями

Выводы.

1. На основе численного моделирования с помощью уравнений Навье–Стокса получены три режима сверхзвукового обтекания РН Зенит-2SLБ: безотрывное обтекание цилиндрической части корпуса под углом атаки 5 градусов, присоединенный и отсоединенный отрыв потока при 15 и 25 градусах соответственно.
2. При увеличении угла атаки структура обтекания ракеты становится более сложной. Точка растекания смещается вниз по потоку вдоль сферического затупления носовой части в плоскости симметрии. Здесь наблюдается максимальное давление. На подветренной части тела формируется обширный подковообразный отрыв потока.

3. Полученные аэродинамические характеристики, а также структура и характер течения удовлетворительно согласуются с известными расчетами и экспериментальными данными.

1. *Cahusee D. S., Holtz T., Kutler P.* Inviscid Supersonic/Hypersonic Body Flow Fields and Aerodynamics from Shock Capturing Technique Calculations. AIAA Paper 75-837. 1975. 10 p.
2. *Dillenius M. F. E., Nielsen J. N.* Computer Programs for Calculating Pressure Distributions Including Vortex Effects on Supersonic Monoplane or Cruciform Wing-Body-Tail Combinations with Round or Elliptical Bodies, NASA CR-3122. April 1979. 633 p.
3. *Kutler P., Reinhardt W. A., Warming R. F.* Multishocked Three-Dimensional Supersonic Flowfields with Real Gas Effects, AIAA Journal. 1973. Vol. II. May. P. 657 – 664.
4. *Kyriss C. L., Harris T. B.* A Three-Dimensional Flow Field Computer Program for Maneuvering and Ballistic Reentry Vehicles, Tenth USN Symposium on Aeroballistics. 1975. July. 433 p.
5. *Marconi F., Salas M.* Computation of Three Dimensional Flows About Aircraft Configurations. Computers and Fluids. 1973. Vol. 1. June. P. 185 – 195.
6. *Marconi F., Salas M., Yaeger L.* Development of a Computer Code for Calculating the Steady Super/Hypersonic Inviscid Flow Around Real Configurations. Computational Techniques. NASA CR 2675. Vol. 1. April 1976.102 p.
7. *Moretti G., Grossman B., Marconi F.* Complete Numerical Technique for the Calculation of Three-Dimensional Inviscid Supersonic Flow. AIAA Paper 72-192. 1972. 12 p.
8. *Solomon J. M., Ciment M., Ferguson R. E., Bell J. B.* Inviscid Flow- field Calculations for Reentry Vehicles with Control Surfaces. AIAA Journal. 1977. Vol. 15, Dec. P. 1742 – 1749.
9. *Thomas P. D., Vinokur M., Bastianon R., Conti R. J.* Numerical Solution for Three-Dimensional Inviscid Supersonic Flow. AIAA Journal. 1972. Vol. 10, July. P. 887 – 894.
10. *Gentry A. E., Smyth D. N., Oliver W. R.* The Mark IV Supersonic- Hypersonic Arbitrary-Body Program Formulation — Volume II, Program Listings. AFFDL TR-73-159. 1973. Nov..
11. Аэродинамика ракет: в 2-х кн. /Под ред. *М. Хемша, Дж. Нилсена.* М.: Мир, 1989. Кн. 1. 426 с, Кн. 2. 512 с.
12. *Приходько А. А., Арсенюк М. С., Полуботок М. А.* Применение численного моделирования для определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов, транспортных средств и ветроэнергетических установок. Космическая техника. Ракетное вооружение. 2015. Вып. 2. С. 77 – 82.
13. *Приходько А. А.* Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и тепломассообмене. К.: Наукова думка, 2003. 380 с.
14. *Гарбарук А. В., Стрелец М. Х., Щур М. Л.* Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений.. Учебное пособие. Санкт-Перебург.Изд. Политех универ, 2012. 88 с.
15. *Чушкин П. И., Шулишнина Н. П.* Таблицы сверхзвукового течения около затупленных конусов. М. ВЦ АН СССР, 1961. 92с.
16. *Чжен П.* Отрывные течения. М.: Мир, 1972–1973. Т.1. 298 с.
17. *Ericsson L. E.* Unsteady Aerodynamics of Separating and Reattaching Flow on Bodies of Revolution, Recent Research on Unsteady Boundary Layers, Vol. 1. IUTAM Symposium, Laval University. Quebec, Canada, May 1971. P. 481 – 521.
18. *Ericsson L. E., Reding J. P.* Dynamics of Separated Flow Over Blunt Bodies. NASA CR76912. Dec. 1965. – 80 p.
19. *Hsieh T.* Low Supersonic Flow Over Hemisphere-Cylinder at Incidence. Journal of Spacecraft and Rockets. 1977. Vol. 14, Nov. P. 662 – 668.

Получено 20.10.2016,
в окончательном варианте 12.12.2016