

Елисов Н.А.

ВЛИЯНИЕ НЕРАВНОВЕСНЫХ РЕАКЦИЙ НА ФОРМУ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ТЕЛ

При проведении аэродинамических исследований принято разделять режимы полета на дозвуковые ($M < 0,8$), трансзвуковые ($0,8 < M < 1,2$), сверхзвуковые ($1,2 < M < 5$) и гиперзвуковые ($M > 5$) режимы течения. Первые три режима полета изучены в достаточной мере и полученные знания успешно применяются при проектировании летательных аппаратов. Несмотря на то, что термин гиперзвукового режима полета был впервые введен в середине 1960-х годов, данный режим остается все еще не до конца изученным.

Сложность аэродинамических исследований для данного диапазона скоростей связана с особенностью гиперзвукового режима, которая заключается в наличии в скачке уплотнения неравновесных реакций, вследствие интенсивного нагрева воздуха [1]. В зависимости от числа Маха M данные реакции принято разделять на процессы диссоциации, начинающейся с температуры 2000 К, и ионизации, которая начинается с температуры 9000 К. Неравновесные реакции приводят к изменению химического состава воздуха в скачке уплотнения и, следовательно, изменению его физических свойств [2].

В ходе проведения численных и натурных экспериментов было установлено, что наличие неравновесных химических реакций ведет к уменьшению толщины ударного слоя. Уменьшение толщины ударного слоя, в свою очередь, приводит к уменьшению угла наклона скачка уплотнения и, следовательно, к уменьшению давления за скачком для заостренных тел [1]. Такие изменения формы скачка уплотнения влияют на аэродинамические характеристики летательных аппаратов, при этом наиболее подвержен влиянию коэффициент продольного момента [1, 3].

Дорренсом были получены зависимости коэффициента сопротивления трения и сопротивления давления гиперзвукового вязкого газа для конуса, тонкой пластины и тонкой пластины с небольшим затуплением [4]. Однако в реальности на гиперзвуковом режиме полета крайне сложно обеспечить остроту кромок ввиду больших значений температур, которые приводят к их оплавлению. Наличие затупленных частей сильно усложняют аэродинамические исследования инженерными методами. Это связано с необходимостью расчета толщины ударного слоя для дальнейших вычислений

аэродинамических коэффициентов. Несмотря на это, с развитием методов вычислительной гидродинамики решение такого рода задач существенно облегчилось.

В работе рассматривается влияние неравновесных реакций на острый и затупленный конусы. Также проводится сравнение с результатами для конуса [5].

Параметры расчета приняты в соответствии с работой [5] и представлены в таблице 1. Рассматривается течение при нулевом угле атаки.

Таблица 1 – Параметры моделирования

Исследуемое тело	Число Маха M	Давление набегающего потока p_∞ , Па	Температура набегающего потока T_∞ , К
Острый конус	22	10,93	233,3
Затупленный конус			

Для повышения точности описания скачка уплотнения при гиперзвуковом обтекании используется блочно-структурированная сетка, содержащая гексагональные элементы.

Расчет проводится пакетом вычислительной гидродинамики Ansys Fluent [6]. Условия обтекания конусов характерны для ламинарного режима, а обтекание цилиндра со сферическим затуплением – для переходного режима. Поэтому при моделировании течения около конуса выбирается ламинарный режим. Для описания химических реакций используется ламинарная модель горения, основанная на решении уравнения Аррениуса. Параметры, входящие в уравнение Аррениуса, принимаются в соответствии с моделью Парка [1].

Наличие неравновесных химических реакций в первую очередь приводит к уменьшению толщины ударного слоя [1]. Согласно закону сохранения массы, при уменьшении толщины ударного слоя происходит возрастание плотности за скачком уплотнения. Для заостренных тел эти процессы ведут к уменьшению наклона скачка уплотнения, что приводит к уменьшению давления за скачком уплотнения.

Как показали результаты моделирования для конусов (рис. 1,2), во всех случаях толщина ударного слоя уменьшается и, следовательно, плотность газа увеличивается.

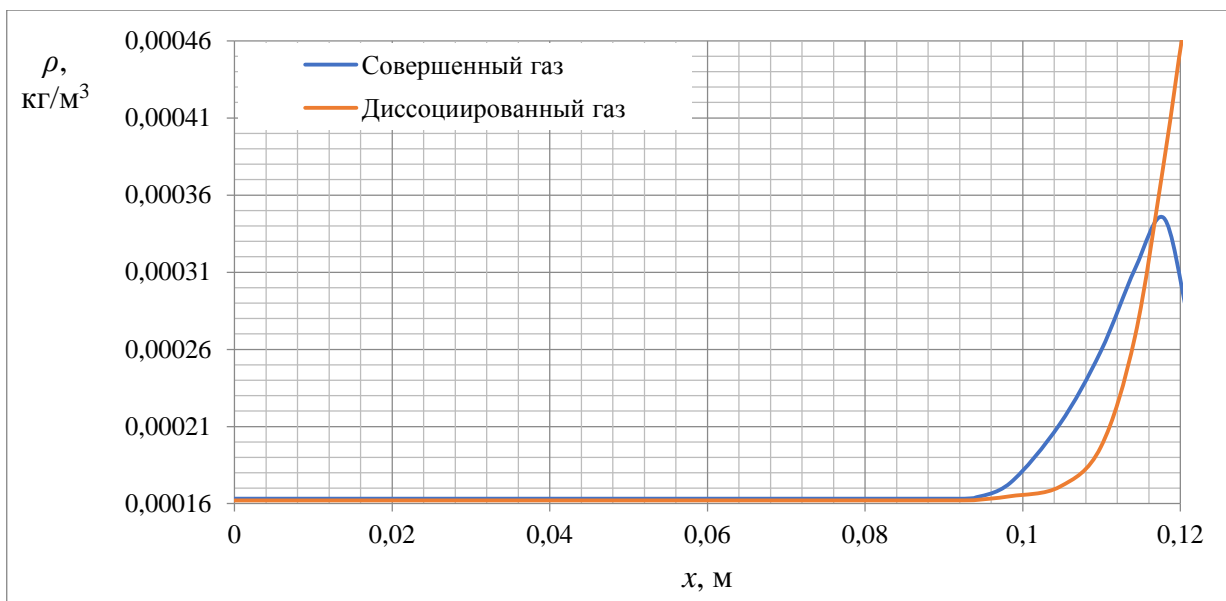


Рис. 1. Сравнение толщин ударного слоя для острого конуса

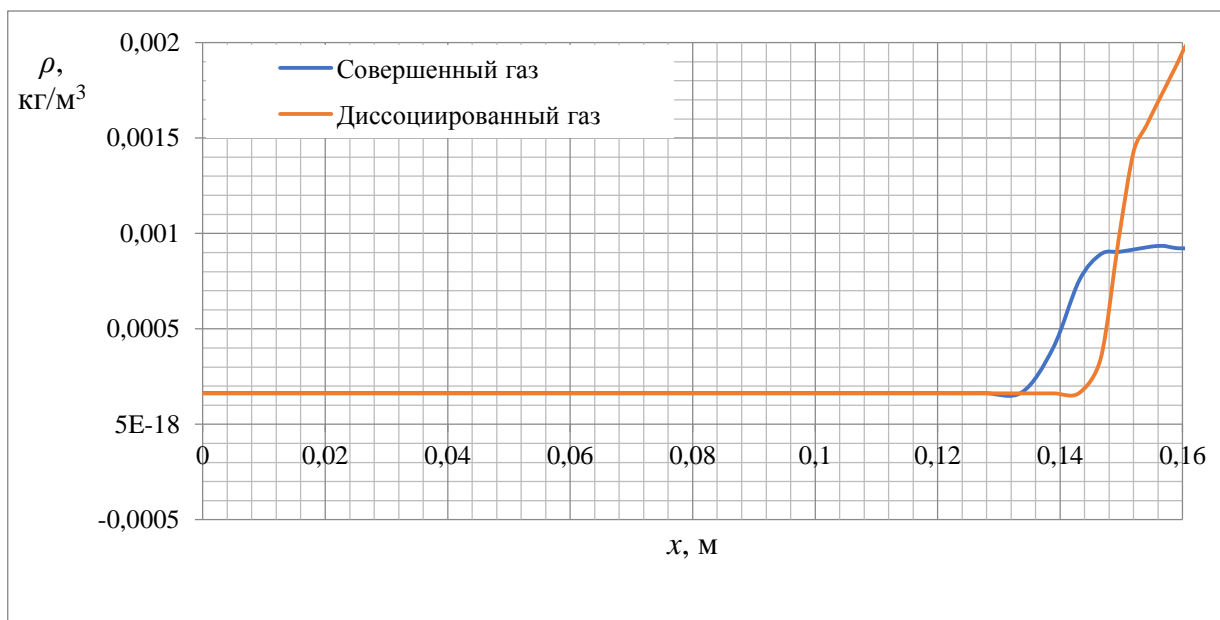


Рис. 2. Сравнение толщин ударного слоя для затупленного конуса

Для острого конуса давление с учетом неравновесных реакций уменьшилось на 5,2 % при сравнении с результатами без учета неравновесных реакций (рис. 3, 4) из-за уменьшения наклона скачка уплотнения. Разница между полученным результатом и представленным в работе [1] составила 2,8 %, что говорит о хорошей точности решения пакетом ANSYS Fluent.

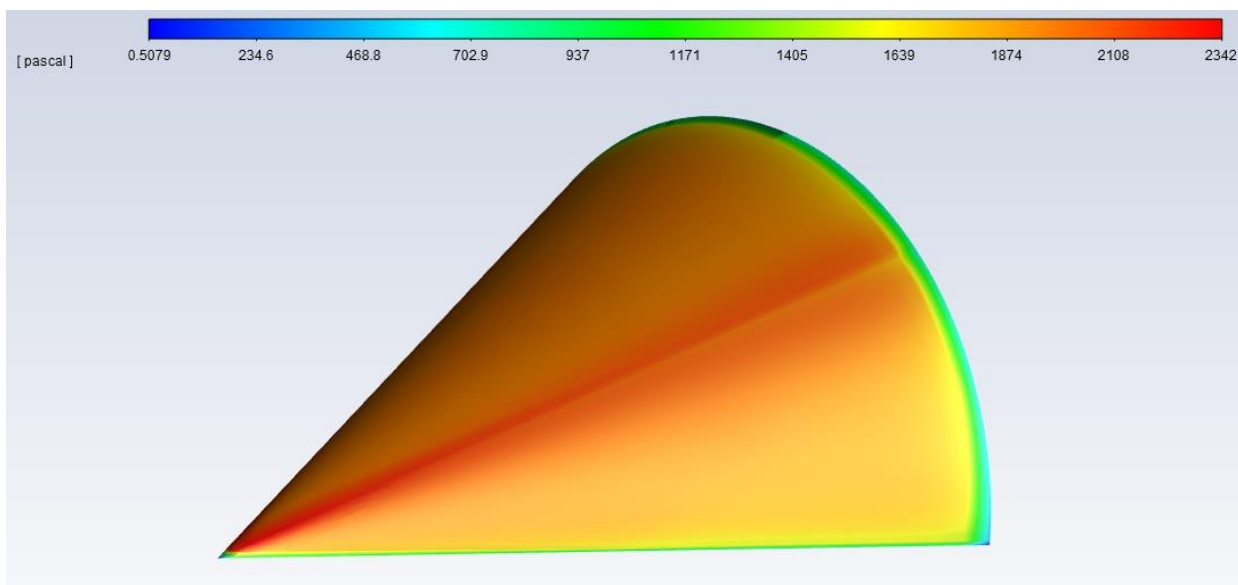


Рисунок 3 – Картина распределения давления на поверхности
в модели совершенного газа для острого конуса

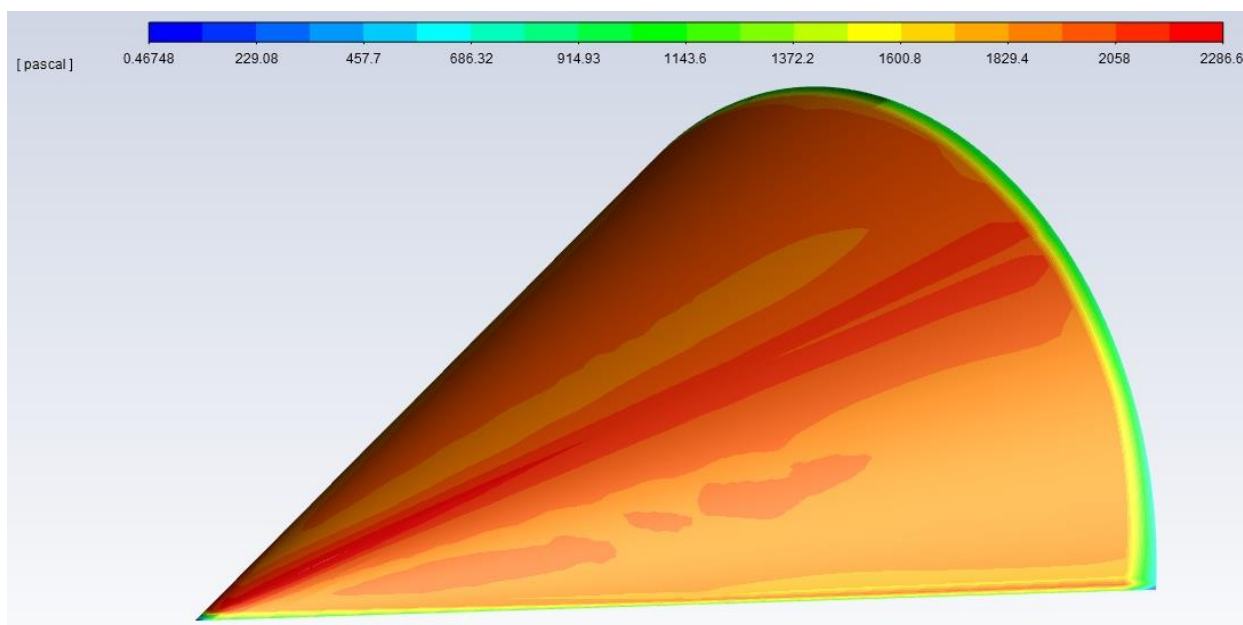


Рис. 4. Картина распределения давления на поверхности
в модели неравновесного газа для острого конуса

С другой стороны, для затупленного конуса давление за скачком уплотнения немного увеличилось (рис. 5, 6). Увеличение давления за скачком уплотнения для затупленных тел можно объяснить уравнением состояния идеального газа: при уменьшении толщины ударного слоя, т.е. объема газа, увеличивается его значение давления.

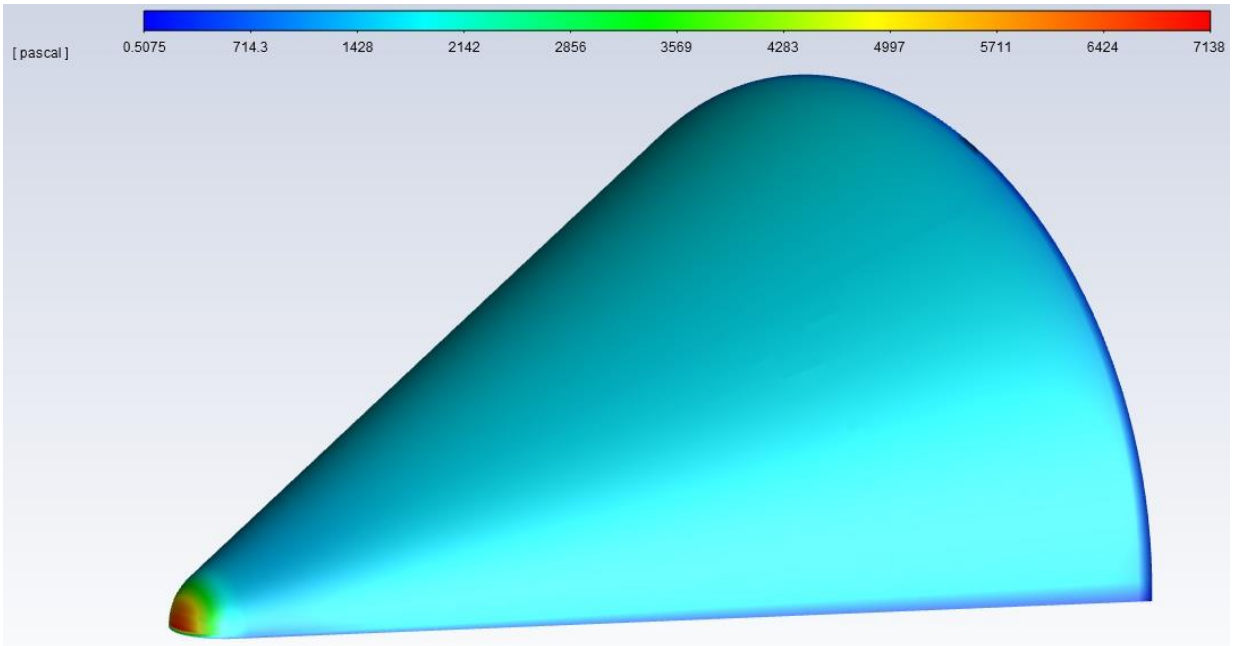


Рис. 5. Картина распределения давления на поверхности
в модели совершенного газа для затупленного конуса

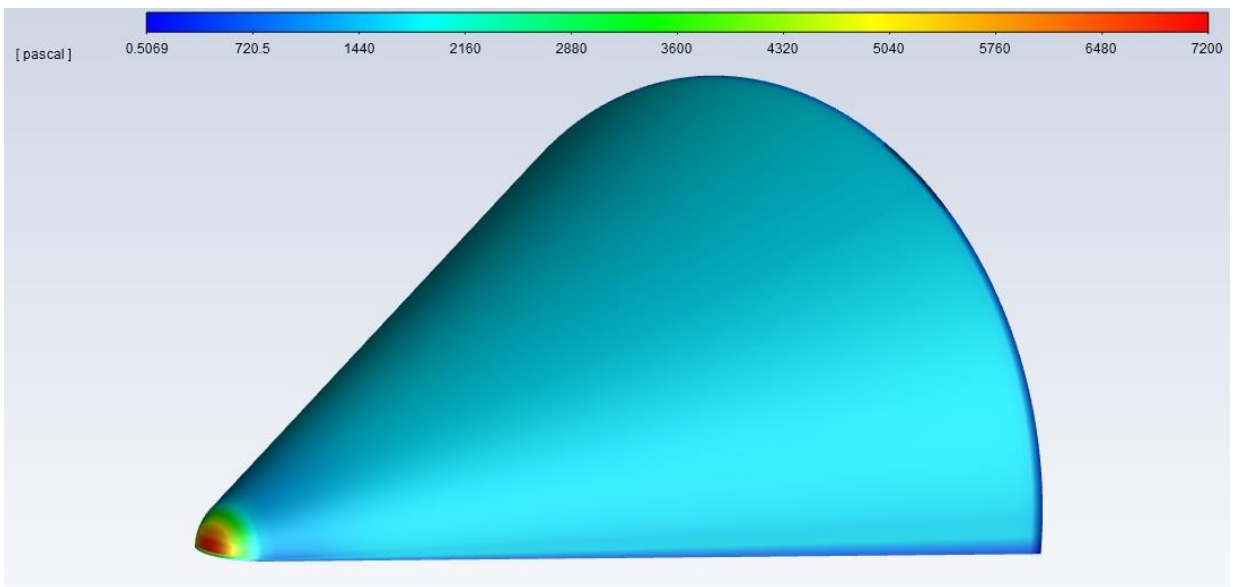


Рис. 6. Картина распределения давления на поверхности
в модели неравновесного газа для затупленного конуса

В работе рассмотрено влияние неравновесных реакций на различные тела. Результаты моделирования с помощью ANSYS Fluent показали хорошую согласованность с результатами, представленными в известных работах, как экспериментальных, так и численных. По результатам аэродинамических исследований установлено, что наличие затупления обтекаемого тела приводит к небольшому увеличению давления за скачком уплотнения. Такой феномен объясняется уравнением состояния идеального газа для отсоединенных скачков уплотнения.

Библиографический список

1. Park C., Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics (John Wiley and Sons, New York / Chichester/Brisbane/Toronto/Singapore, 1990), 358 p.
2. Istomin V.A., Kustova E.V. , Transport coefficients and heat fluxes in non-equilibrium high-temperature flows with electronic excitation, J. Physics of Plasmas, vol. 24 (2018), pp. 022109-1 – 022109-15
3. Elisov N.A., Ishkov S.A., Shakhov V.G., Numerical analysis of air dissociation influence on spaceplane aerodynamic characteristics, J. Acta Astronautica, vol. 148 (2018), pp. 153-162.
4. Дорренс У.Х., Гиперзвуковые течения вязкого газа М.: Мир, 1966. – 517 с.
5. Rakich J.V., Bailey H.E., Park C., Computation of Nonequilibrium Supersonic Three-Dimensional Inviscid Flow over Blunt-Nosed Bodies, AIAA Journal, vol. 21 (1983), pp. 834-841.
6. ANSYS, ANSYS Fluent Theory Guide-release 12.0, [ANSYS Inc, Canonsburg, 2009, 814 p.