

УДК 533.695.9

Исследование влияния космического разгонного блока на аэродинамические характеристики сверхзвукового самолета-носителя

*Кудашкина Е.А., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

*Ерохин П.В., ведущий инженер-конструктор
Россия, 105005, г. Москва, ПАО «Туполев»,
отдел аэродинамических исследований*

*Научный руководитель: Хлупнов А.И., доцент,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
Кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

*Научный консультант: Минин О.П., директор центрального конструкторского бюро
Россия, 105005, г. Москва, ПАО «Туполев»
kafsm3@bmstu.ru*

Для достижения цели необходимо провести численное моделирование космического разгонного блока, самолета-носителя и самолета-носителя с космическим разгонным блоком. Численное исследование проводилось путем решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по числам Рейнольдса на вычислительном программном комплексе ANSYS FLUENT.

В данном отчете представлены численные исследования обтекания космического разгонного блока при числах Маха $M=0,8$ на высоте $H=6$ км. Чтобы уменьшить время на расчет и упростить построение блочной структурированной расчетной сетки, использовалась упрощенная модель. Облик определен с учётом габаритно-массовых ограничений, связанных с необходимостью его размещения и выполнения старта с самолёта-носителя. Принято, что длина разгонного блока должна быть в пределах 17м, диаметр не более 1,4м.

Для построения сложной структурированной расчетной сетки использовалась программа ANSYS ICEM CFD. Количество ячеек около 4 миллионов. Как видно из рис. 1 расчетная область представляет собой сферу радиусом около 280м ($R=17L$, где L – это длина разгонного блока). В центре располагается исследуемое тело. За внешнюю область выбрана сфера, чтобы значительно уменьшить количество ячеек. На

входных границах задавалось условие число $M=0,8$, давление $P=47217,6$ Па, температура $T=249,187$ К. Модель турбулентности $k-w$ sst. В результате моделирования получены следующие картины распределения скорости и давления для различных углов атаки.

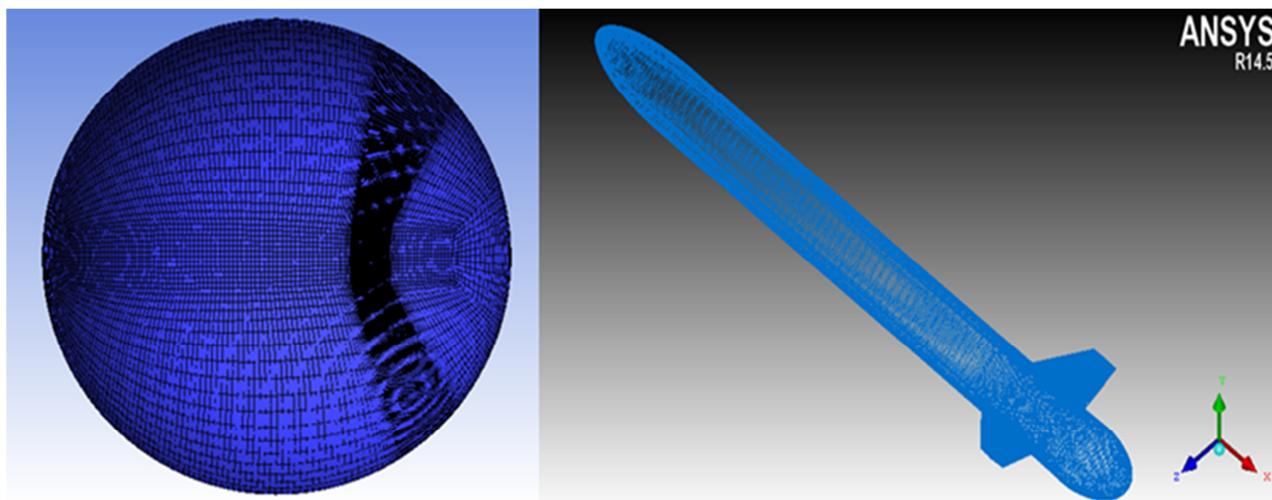


Рис. 1. Сетка для разгонного блока и его расчетной области

На рис. 2 представлено распределение давления по космическому разгонному блоку для $\alpha=10^\circ$. На шкале отмечены значения давления в паскалях. Для $\alpha=0^\circ$ повышение давления наблюдается в носовой части в точке торможения потока. В центральной части давление изменяется незначительно, оставаясь практически неизменным до места установки крыла. На поверхности крыла и в кормовой части разгонного блока наблюдается перепад давления. В донной области оно снова возрастает. С увеличением угла атаки картина меняется. Точка торможения меняет место положения в носовой части, смещаясь вниз от строительной горизонтали. В центральной части давление меняется незначительно и остается практически неизменным. А в месте стыка крыла и фюзеляжа (и на крыле и на фюзеляже) на верхней поверхности образуется разрежение, а на нижней давление возрастает.

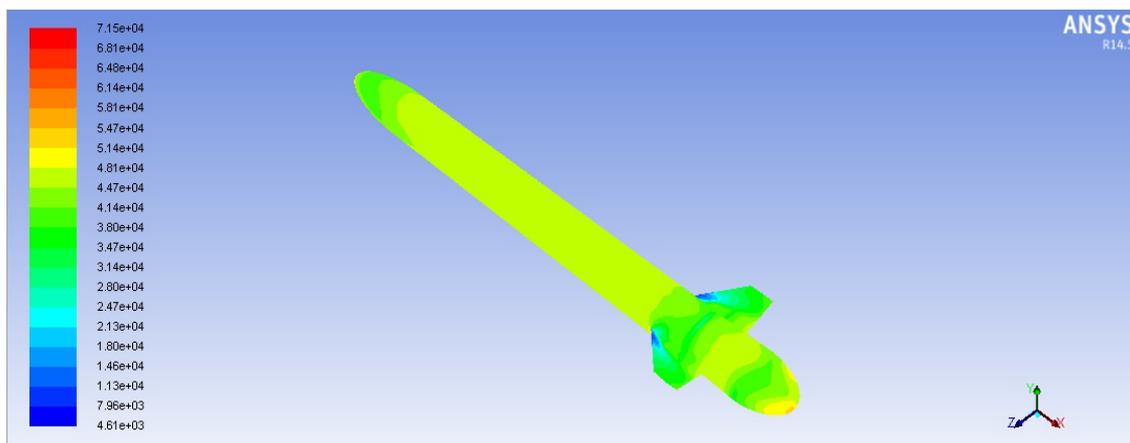


Рис. 2. Распределение давлений для $\alpha=10^\circ$

Из распределения числа М (рис. 3) по плоскости симметрии видно, что в носовой части происходит торможение потока. Далее поток разгоняется и скорость приблизительно равна 0,9. По поверхности разгонного блока нарастает пограничный слой. В месте установки крыла наблюдается увеличение местной скорости. В кормовой части поток снова разгоняется. В донной области можем наблюдать отрыв потока. С увеличением угла атаки интенсивнее нарастает пограничный слой. В месте установки крыла местная скорость на верхней поверхности заметно возрастает, а на нижней поток тормозится. В донной области так же возникает отрыв потока, но скорость увеличивается по сравнению с вариантом для $\alpha=0^\circ$.

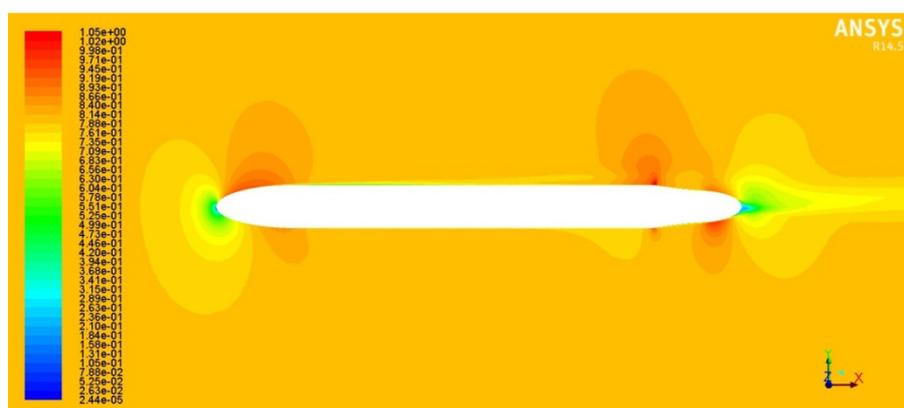


Рис. 3. Распределение чисел Маха для $\alpha=10^\circ$

На рис. 4 представлено распределение линий тока. На шкале отмечены значения чисел Маха. Из картины обтекания видно, что за местом, где происходит отрыв потока, образуется срывная зона с образованием несимметричных вихревых структур. С увеличением угла атаки интенсивность концевых вихрей увеличивается.

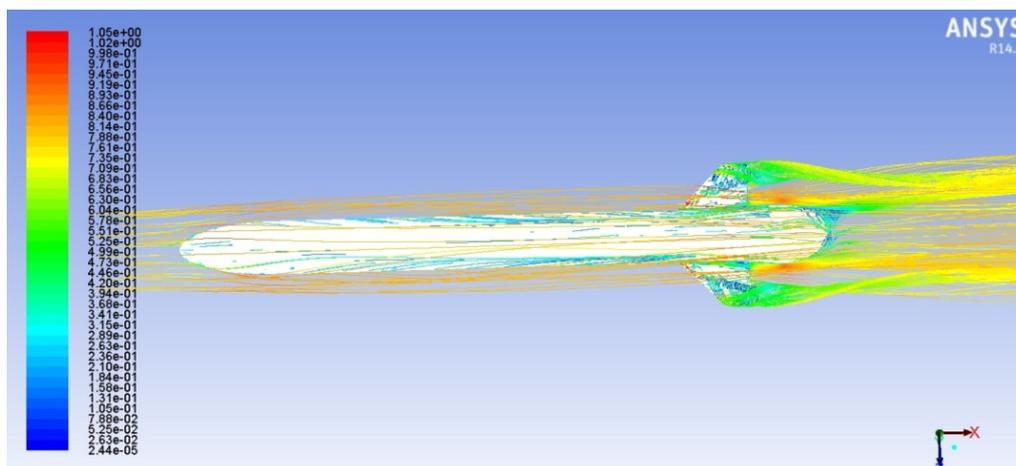


Рис. 4. Распределение линий тока для $\alpha=10^\circ$

В таблице приведены значения аэродинамических коэффициентов в зависимости от угла атаки. По ним видно, что для данного диапазона углов атаки коэффициент подъемной силы (рис. 5) изменяется линейно, а коэффициент лобового сопротивления (рис. 6) по параболе. Пик аэродинамического качества (рис. 7) наблюдается при $\alpha=6^\circ$, затем оно уменьшается.

α	C_{ya}	C_{xa}	mza	K
0	0,00637	0,02846	0,035	0,22382
2	0,08231	0,03051	0,234	2,69803
4	0,16159	0,04046	0,441	3,99382
6	0,26149	0,05324	0,782	4,91135
8	0,34835	0,07494	1,059	4,64832
10	0,44127	0,10761	1,384	4,10064



Рис. 5. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

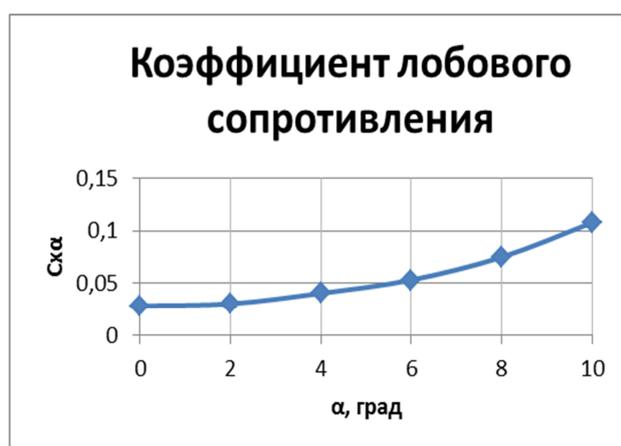


Рис. 6. График зависимости коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

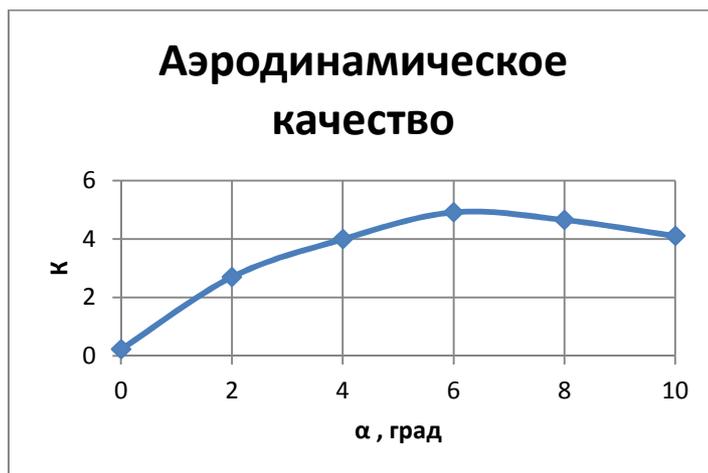


Рис. 7. График зависимости аэродинамического качества от угла атаки

Численное моделирование для самолета-носителя и самолета-носителя с разгонным блоком проводится аналогичным методом. Уже получено моделирование упрощенной модели самолета-носителя в натурном размере. На рис.8 показана построенная сетка для упрощенной модели самолета-носителя. В качестве примера разбиения сетки на рис. 9 представлен киль в увеличенном размере.

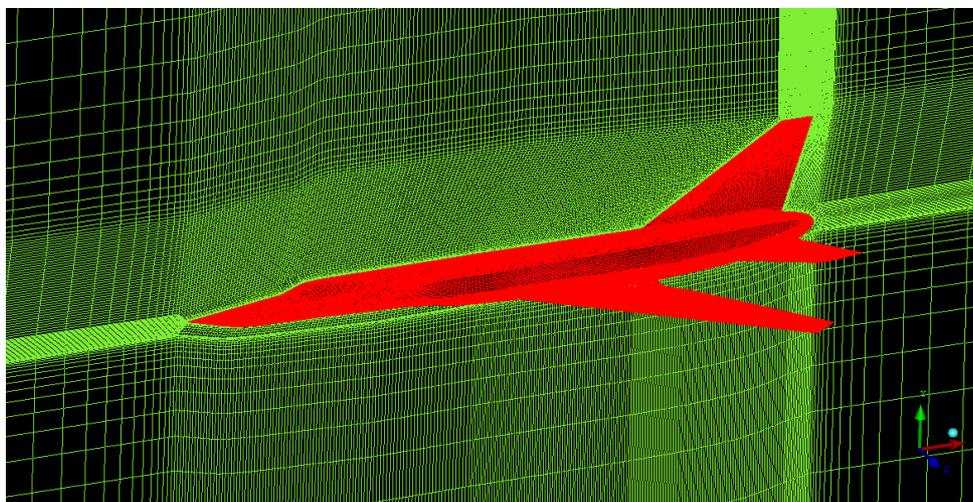


Рис. 8. Построенная сетка для самолета-носителя ТУ-22М3

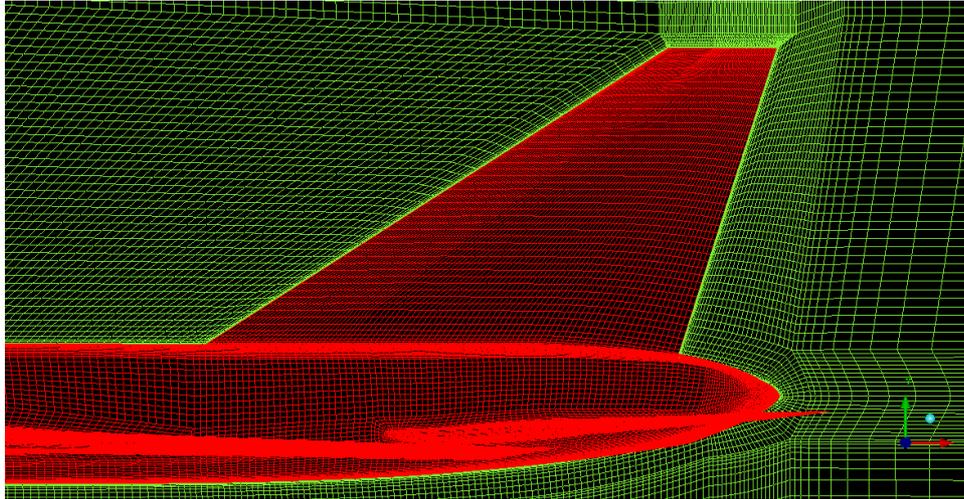


Рис. 9. Построенная сетка в области киля для самолета-носителя в увеличенном виде

После всех проведенных расчетов можно будет оценить влияние интерференционных характеристик на состояние самолета-носителя с разгонным блоком.

Список литературы

1. Пухов А.Л., Казаков М.И., Василенко В.П. Авиационно-космический комплекс на базе самолета Ту-22МЗ «Скиф». Аванпроект. Пояснительная записка. М.: ОАО «Туполев», 2003. 149 с.
2. Молчанов А.М., Щербаков М.А., Янышев Д.С., Куприков М.Ю., Быков Л.В. Построение сеток в задачах авиационной и космической техники. М.: МАИ, 2013. 260с.
3. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.