

**Научные исследования высшей школы по приоритетным направлениям науки и техники
3-10 июля 2009 г.**

Технические науки

АНАЛИЗ ТЕПЛООБМЕНА В РАКЕТНОМ КОМПЛЕКСЕ

Бельков В.Н., Ланшаков В.Л.
*Сургутский филиал Омского государственного
технического университета
Сургут, Россия*

При проектировании ракетных комплексов (РК) актуальной задачей является определение тепловых потоков к стенкам конструкции стартового комплекса (СК) и ракеты. Следует отметить, что, поскольку тонкостенные оболочки корпусов ракет изготавливают из алюминивно-магниевых и титановых сплавов, имеющих низкие температуры плавления и пониженные механические характеристики при температурах в несколько сотен градусов, необходимо комплексное решение проблемы по определению геометрических параметров системы «ракета - СК» для снижения теплового воздействия на их конструкции отраженных течений, возникающих при старте ракет космического назначения.

Экспериментально установлено, что в начальной зоне воздействия сверхзвуковых струй на наклонные преграды эпюры статического давления и тепловых потоков качественно совпадают. Координата критической точки может быть определена из газодинамического расчета, поскольку значение форм-параметра в ней равно 1. Тепловое воздействие горячего газа в окрестности критической точки может быть определено из известных критериальных уравнений.

После определения координаты критической точки и теплового воздействия в ней распределение тепловых потоков к преграде в области градиентного течения может быть установлено с помощью эпюры статического давления. Но такой подход является достаточно приближенным, поскольку для определения теплового воздействия сверхзвуковых струй на наклонные преграды необходимо знать распределение газодинамических параметров во всем вязком слое.

Результаты выполненных к настоящему времени работ могут быть использованы для расчета тепловых потоков к стенкам ракет и СК в области градиентного течения, характеризующейся значительным повышением статического давления. В отличие от предшествующих работ, одной из задач проведенного исследования является изучение теплообмена в области распространения обратного потока, возникающего при взаимодействии струй с преградами.

Величина теплового потока к стенкам наклонной преграды и источника струи, полученная в результате экспериментальных исследований,

определяется двумя составляющими — конвективной и лучистой.

Разработанная методика учитывает: предельные коэффициенты теплового излучения газа при его различных температурах; поправку на отклонение от закона аддитивности для газовых смесей за счет взаимного поглощения излучения компонентами; коэффициент теплового излучения пара и двуокиси углерода по температуре газа при соответствующих произведениях парциального давления на длину пути луча.

Сопоставив вычисленные значения лучистого теплового потока с измеренными величинами общего теплового потока, можно сделать вывод, что: для стенок преграды его доля составляет до 35 %; а для стенок источника струи не превышает 4 %.

Ввиду значительной сложности аналитического описания процессов конвективного теплообмена, в работе проведено экспериментальное исследование теплового воздействия обратного потока на газоход и ракету. Для распространения опытных данных на натурные СК, результаты экспериментального исследования представлены, в виде зависимости критерия Нуссельта от критериев Рейнольдса и Прандтля. При этом критериальные уравнения для определения коэффициента теплоотдачи имеют соответственно вид: для наклонной преграды - аналогичный случаю продольно-обтекаемой пластины, а для источника струи - аналогичный случаю поперечно-обтекаемого цилиндра.

Причем для преграды критерий Рейнольдса определяется величиной скорости на внешней границе пристеночного пограничного слоя; характерным линейным размером является расстояние от критической точки, расположенной в области градиентного течения, а для ракеты указанный критерий определяется величиной скорости потока в отсоединенной вихревой зоне, а определяющим линейным размером является диаметр ракеты.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Бельков В.Н., Ланшаков В.Л., Ланшакова Н.В.,
Ходорова Е.В., Шалай В.В.

*Сургутский филиал Омского государственного
технического университета
Сургут, Россия*

Оценка научно-технического уровня (НТУ) стартовых комплексов (СК) производится на каж-