

УДК 533.9.07:536.24

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ К СПУСКАЕМОМУ АППАРАТУ «EXPERT»

© 2011 г.

*А.Ф. Колесников, С.А. Васильевский, А.Н. Гордеев*

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

koles@ipmnet.ru

*Поступила в редакцию 16.05.2011*

На ВЧ-плазмотроне смоделирован теплообмен гиперзвукового потока воздуха с носком аппарата «EXPERT». Для высот 52.6 и 43 км в дозвуковых потоках диссоциированного воздуха на образцах SiC воспроизведены тепловой поток и температура поверхности. Экспериментальное прогнозирование параметров теплообмена осуществлено при натуральных значениях энтальпии, давления торможения и градиента скорости в критической точке тела. Параметры потока и вероятности рекомбинации атомов азота и кислорода на поверхности SiC определены путем сравнения экспериментальных и расчетных данных, в частности по тепловым потокам. Расчетные данные получены путем многопараметрического численного моделирования течений плазмы в разрядном канале, обтекания модели ( $M \ll 1$ ) и неравновесного погранслоя.

*Ключевые слова:* теплопередача, моделирование, экспериментальное, численное, индукционный плазмотрон, коэффициент рекомбинации.

Экспериментальный полет аппарата «EXPERT» (ESA) планируется на 2011 год. В связи с этим важно предполетное прогнозирование тепловых потоков и температуры поверхности аппарата и последующее сравнение с летными данными. Для этих целей наилучшее воспроизведение параметров теплообмена в критической точке на поверхности тела достигается на индукционном плазмотроне ВГУ-4 мощностью 100 кВт. На основе теории локального моделирования теплообмена [1] в лабораторном эксперименте одновременно воспроизводятся натурные значения полной энтальпии, давления торможения и градиента скорости в окрестности затупленного носка аппарата.

Аппарат «EXPERT» должен войти в атмосферу Земли с относительно небольшой скоростью меньше 5 км/с, соответственно полная энтальпия потока будет меньше 12.5 МДж/кг, и соответствующий энерговклад в ВЧ-разряд должен быть достаточно низким. При таких условиях качество параметров дозвукового потока плазмы на выходе из разрядного канала диаметра 80 мм недостаточно для численного моделирования потока в стационарной постановке соответствующих задач о течении плазмы в канале, вокруг модели и в пограничном слое.

Улучшение качества высокоэнтальпийной струи воздуха было достигнуто за счет поджигания потока воздушной плазмы в коническом сопле диаметром 40 мм с последующим водо-

охлаждаемым цилиндрическим участком того же диаметра длиной 40, 80 или 120 мм.

В конфигурации с секционированным соплом реализованы стабильные параметры дозвуковых высокоэнтальпийных потоков с одновременным увеличением градиента скорости в критической точке модели. Таким образом, при относительно низкой энтальпии удалось получить тепловые потоки, соответствующие достаточно высоким значениям, характерным для аппарата «EXPERT».

Диагностика дозвуковых потоков воздуха включала в себя измерения следующих параметров набегающего потока и теплообмена: энтальпии на оси симметрии потока, давления торможения в критической точке модели и статического давления на стенке барокамеры, тепловых потоков в критической точке модели к охлаждаемой медной поверхности калориметра (предполагалось, что медь – стандартный высокотемпературный материал в потоке диссоциированного газа), температуры поверхности образца теплозащитного материала, утечек тепла с тыльной стороны образца. Параметры внешнего дозвукового струйного потока, в частности скорость потока, восстанавливаются по совокупности измеренных и численно рассчитанных характеристик

Численное моделирование дозвуковых течений воздушной плазмы для условий экспериментов на плазмотроне составляет неотъем-

лемую часть восстановления параметров потока и определения каталитических характеристик поверхности теплозащитных материалов. Проблема численного моделирования делится на три задачи:

1) расчет осесимметричного ламинарного закрученного течения равновесной плазмы воздуха в разрядном канале;

2) расчет осесимметричного ламинарного дозвукового течения равновесно диссоциированного воздуха в области, ограниченной срезом канала, поверхностью модели и стенкой барокамеры;

3) расчет неравновесного пограничного слоя в окрестности критической точки модели для диссоциированного воздуха ( $O_2$ ,  $N_2$ ,  $NO$ ,  $O$  и  $N$ ).

Конечно-разностные аналоги уравнений Навье–Стокса решаются методом, аналогичным методу SIMPLE [2]. Упрощенное уравнение для усредненной по времени комплексной амплитуды электрического поля решается эффективным методом прогонки. Задача о неравновесном пограничном слое конечной толщины в окрестности точки торможения решается в одномерной постановке с использованием разностной схемы четвертого порядка аппроксимации [3]. При этом численные решение задачи об обтекании модели дозвуковым струйным потоком рассматривается как внешнее решение для задачи о пограничном слое.

Прогнозирование натурального теплового потока, температуры поверхности спеченного SiC и определение коэффициента рекомбинации  $\gamma$  атомов  $O$  и  $N$  осуществлялось с помощью расчетных карт тепловых потоков в критической точке на модели диаметром 50 мм. На рис. 1 представлена карта тепловых потоков при параметрах дозвукового потока плазматрона  $p = 170$  ГПа,  $V_S =$

$= 190$  м/с,  $h_e = 9.2$  МДж/кг.

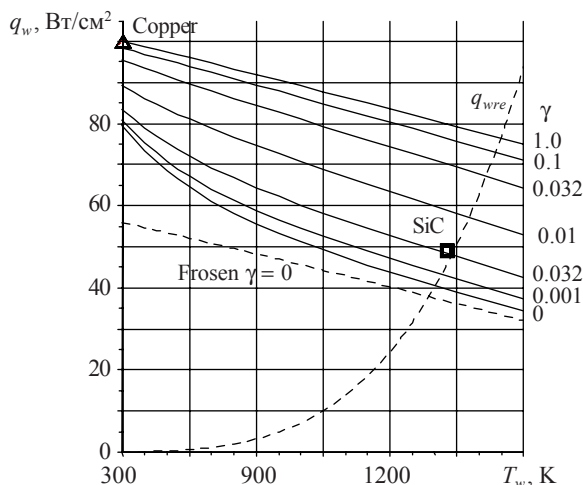


Рис. 1

В данном режиме на плазматроне воспроизводятся условия теплообмена к аппарату при радиусе носка 0.55 м и скорости входа 4300 м/с на высоте 52.6 км. При соответствующей прогнозируемой температуре поверхности SiC 1760 К значение  $\gamma = 3.2 \cdot 10^{-3}$ .

*Работа выполнена при финансовой поддержке МНТЦ (грант 3151), РФФИ (грант №08-01-00447), Программы 22 Президиума РАН.*

#### Список литературы

1. Колесников А.Ф. // МЖГ. 1993. №1. С. 172–180.
2. Patankar S.V., Spalding D.B. Heat and mass transfer in boundary layers. Intertext Books, London, 1970.
3. Петухов И.В. Численные методы решения дифференциальных и интегральных уравнений и квадратурные формулы. М.: Наука, 1964. С. 304–325.

## EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL MODELING OF HEAT TRANSFER TO THE «EXPERT» RE-ENTRY VEHICLE

*A.F. Kolesnikov, S.A. Vasil'evskii, A.N. Gordeev*

Heat transfer from hypersonic air flow to the «EXPERT» nose region was simulated in the high-frequency plasmatron. The heat flux and surface temperature on the sintered SiC samples are duplicated for the altitudes 52.6 and 43 km in subsonic dissociated air jet flows. Experimental prediction of the heat flux and surface temperature for SiC surface was made under the real flight values of enthalpy, stagnation pressure and velocity gradient at the vehicle stagnation point. Flow parameters and probability of nitrogen and oxygen atoms recombination on the SiC surface were determined by matching the experimental and computational data, in particular the heat flux data. Computational data were obtained by multiparameter numerical simulations of plasma flow in the discharge channel, flow over the model ( $M \ll 1$ ), and nonequilibrium boundary layer.

*Keywords:* heat transfer, modeling, experimental, numerical, induction plasmatron, recombination coefficient.