УДК 533.6.011.5

© Кудинов А.С., Юрченко И.И., Каракотин И.Н., Ваганов А.В.
Kudinov A.,Yurchenko I., Karakotin I., Vaganov A.

СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ, ВЫЗЫВАЮЩИЕ ПИКОВЫЕ ТЕПЛОВЫЕ НАГРУЗКИ ПРИ ПОЛЕТЕ МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

SPERSONIC FLOW PATTERNS LEADING TO PEAK HEAT FLUXES ON THE MULTIBLOCK SPACE ROCKET SURFACE

Аннотация. *На основании проведенных экспериментальных исследований в сверхзвуковых аэродинамических трубах, получены структуры течений, вызывающие пиковые усиления давления и теплообмена на поверхности многоблочных ракет-носителей тяжелого класса. Дана физическая интерпретация каждой структуре течения. Определены размеры зон пикового нагрева.*

Annotation. *Based on the experimental data in the supersonic wind tunnels the flow patterns, which cause peak pressure and peak heat fluxes on the heavy space rocket surfaces, were obtained. Physical interpretations for each flow pattern are presented. Peak areas dimensions were specified.*

Ключевые слова. *Ракета-носитель, скачок уплотнения, отрыв потока, интерференция скачков уплотнения, теплообмен.*

Key words. *Space rocket, shock wave, flow separation shock waves interaction, heat transfer.*

I. Введение

Современные ракеты-носители (РН) тяжелого класса имеют модульную многоблочную компоновку. При полете на гиперзвуковых скоростях обтекание сложной компоновки приводит к появлению пиковых зон усиления, где давление и тепловые потоки возрастают более, чем на два порядка по сравнению с невозмущенными областями. Исследование причин появления таких явлений лежит в основе оптимизирования геометрических характеристик РН с целью ликвидации или минимизации пиков нагрева. Это позволит применять новые материалы, снизит количество теплозащитного покрытия, уменьшит общий фон нагружения в полете, расширит диапазон траекторий выведения и углов пространственной ориентации РН.

Исследования общего сверхзвукового теплообмена многоблочных РН и областей пикового нагрева проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-117 и ударной трубе УТ-1М во ФГУП «ЦАГИ им. проф. Жуковского». Разработанная программа испытаний включала три основных этапа:

• проведение визуализационных испытаний, которые позволяют понять общую картину сверхзвукового обтекания РН и идентифицировать физические явле-

Кудинов Александр Сергеевич – ведущий инженер, ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева», тел. (499) 749-54-93;
Юрченко Ирина Ивановна – кандидат технических наук, доцент, начальник сектора, ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»;
Каракотин Иван Николаевич – начальник отдела, ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»;
Ваганов Александр Викторович – начальник отделения гиперзвуковой аэродинамики, ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского», тел. (495) 556-32-04.

Kudinov Alexander – leading engineer, FSUE «Khrunichev state research and production space center», tel. (499) 749-54-93;
Yurchenko Irina – PhD., associate professor, chief of sector, FSUE «Khrunichev state research and production space center»
Karakotin Ivan – head of department, FSUE «Khrunichev state research and production space center»;
Vaganov Alexander – head of office hypersonic aerodynamics in Central aerohydrodynamic institute named after professor N.E. Zhukovsky, tel. (495) 556-32-04.

ния. Используемые экспериментальные методы включают интерферометрическую и теневую фото- и видеосъемку и визуализацию линий тока по поверхности с помощью специальных размываемых потоком покрытий;

• проведение испытаний модели РН с нанесенным термоиндикаторным покрытием. Результатом является получение поверхностного распределения теплового потока по корпусу РН, выделение зон подверженных усиленным и пиковым тепловым нагрузкам. Предварительно определяются величины тепловых нагрузок;

• проведение высокоточных испытаний моделей, оснащенных датчиками давлений, тепловых потоков, температур среды и пульсаций давления. При выборе места установки датчиков ориентируются на результаты первых двух этапов испытаний. Это позволяет измерить требуемые параметры, не пропустив области пиковых нагрузок и прочие особые зоны на поверхности модели.

Такой подход позволяет получить высококачественный результат экспериментальных исследований, на который можно опираться при дальнейшем создании РН в части выбора форм внешних обводов, теплозащитных покрытий, проектирования траекторий полета.

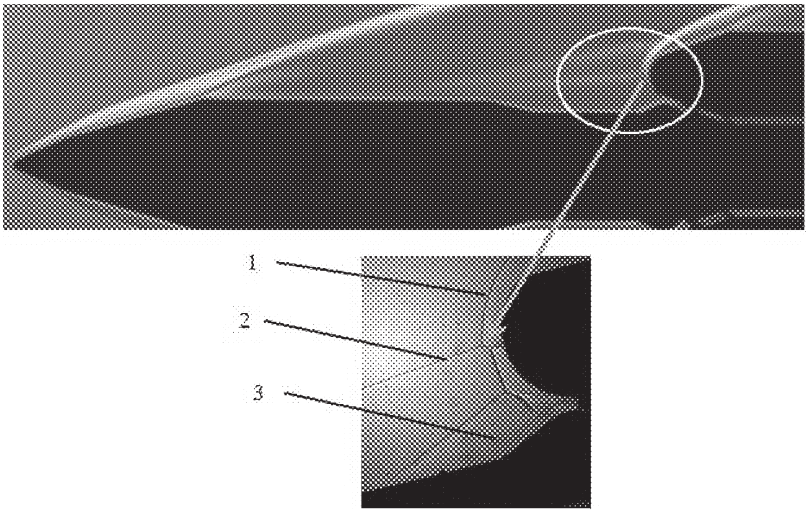

Рис.1. Области интерференции прямого и косого скачка уплотнения на обтекателе бокового блока:
1- прямой скачок уплотнения перед обтекателем бокового блока РН; 2 – косой скачок уплотнения, падающий на обтекатель бокового блока; 3 – область отрыва потока перед боковым блоком (центральная часть пространственной картины)

II. Структуры течений, приводящие к пиковому нагреву

В данной работе рассмотрены физические причины возникновения пиковых тепловых нагрузок при сверхзвуковом полете многоблочных РН. Пиковыми называют тепловые нагрузки, которые превосходят значения в невозмущенной области более, чем на порядок. Были идентифицированы следующие явления, приводящие к пиковому усилению на поверхности:

• интерференция прямого и косого скачка уплотнения на обтекателе бокового блока (ББ) РН (рис.1, 2);

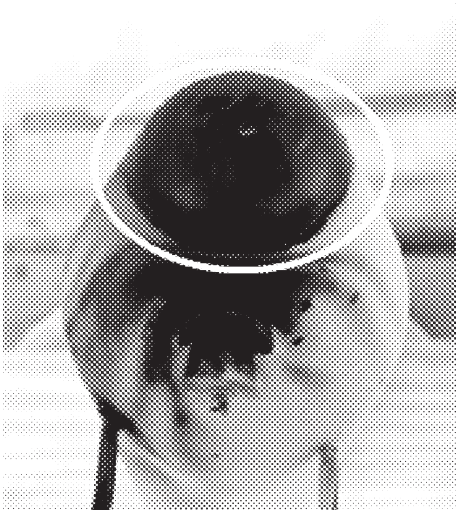

Рис.2. Область пикового нагрева на обтекателе бокового блока (испытания при М=10,5; вид на ББ сверху)

• присоединение потока внутри пространственного отрывного течения перед боковыми блоками РН (рис.3,4);

• интерференции косых скачков уплотнения в межблочном пространстве РН (рис.5, 6).

При пересечении прямого и косого скачка уплотнения формируется так называемый IV тип интерференции (рис.1), приводящий к пиковым тепловым нагрузкам на обтекателе бокового блока в окрестности точки натекания узкой сверхзвуковой струи с сильно повышенным давлением на боковой блок. Координата встречи с поверхностью меняется в соответствии с изменениями параметров набегающего потока и угла атаки РН по траектории полета.

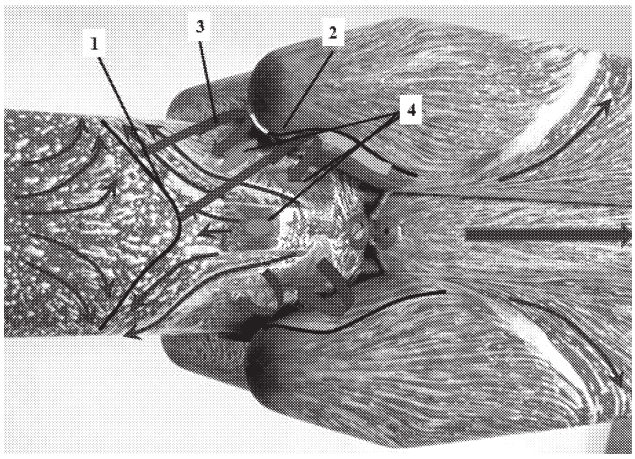

Рис.3. Схема пространственного отрыва потока перед боковыми блоками РН (для диапазона М=10, угла атаки 10 градусов): 1– линия отрыва; 2 – линия присоединения; 3 – циркуляционное течение; 4 – области пикового усиления нагрева в зоне присоединения потока

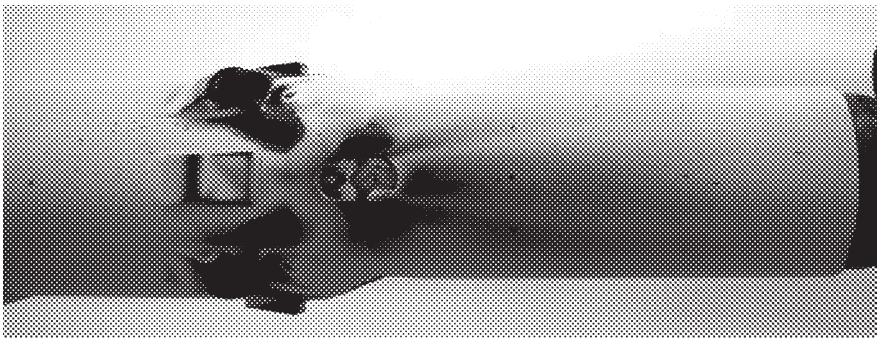

Рис.4. Локализация пиков теплового потока на центральном блоке РН, боковые блоки сняты (М=10 и угла атаки 10 градусов)

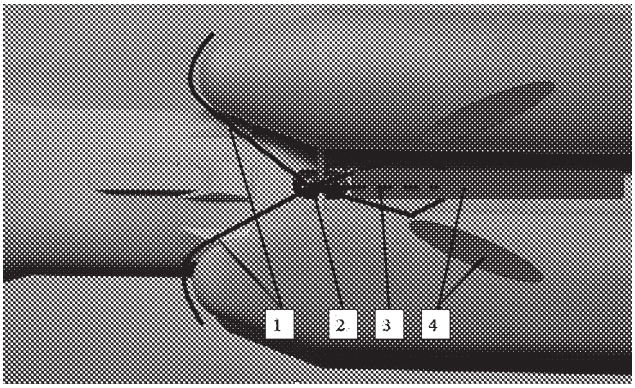

Рис.5. Схема интерференции скачков уплотнения в межблочном простанстве (М=7,5): 1– косые скачки уплотнения (СУ) от соседних боковых блоков; 2 – точка пересечения СУ; 3 – линия тангенциального разрыва; 4 – область усиления нагрева

На рис. 2 показана картина плавления термоиндикатора на обтекателе бокового блока. Обведенная на рис. 2 темная область подвержена IV типу интерференции [1, 2] скачков уплотнения, где реализовались пиковым тепловые потоки и максимальные температуры конструкции.

При обтекании РН многоблочной компоновки перед боковыми блоками возникает пространственная область отрыва потока, в зонах присоединения которого были обнаружены пиковые усиления тепловых нагрузок. На рис 3 показана восстановленная по картине размываемых точек структура отрывного течения. Линия отрыва расположена на поверхности центрального блока III ступени и обозначена цифрой 1 на рис. 3. Она выступает вперед по потоку сильнее перед боковыми блоками (ББ), чем на образующей между ББ, где линия отрыва «проваливается» вниз по потоку на 40% длины отрывной области. Необходимо отметить, что отрывная область (циркуляционное течение 3) не разрывается на независимые области перед каждым боковым блоком, а сохраняется в виде единой структуры кольцевой формы переменной длины. Линия присоединения 2 на ББ имеет криволинейную форму, в окрестности этой линии наблюдаются значительные усиления теплообмена, при этом пиковые значения реализуются в зонах присоединения на центральной части 4 РН. Уровень тепловых потоков в зоне присоединения выше на центральном блоке, чем на боковом, что, по-видимому, объясняется более сильным поджатием потока и взаимоусиливающим влиянием на давление соседних боковых блоков.

На рис. 4 показана локализация пиковых тепловых нагрузок в зонах присоединения потока на центральном блоке РН, полученная методом термоиндикаторных покрытий.

Особенностью конструкции всех многоблочных компоновок является существование протяженных межблочных пространств, образованных боковыми блоками вокруг центрального. При сверхзвуковых скоростях полета косые скачки уплотнения от обтекателей соседних боковых блоков пересекаются именно в межблочном пространстве, далее по потоку происходит их переотражение от обечаек боковых блоков. Течение такого типа вызывает усиленный нагрев на поверхности центрального и бокового блока. На рис. 5 показана схема интерференции скачков уплотнения между боковыми блоками.

На рис. 6 показаны экспериментально полученные области усиления в межблочном пространстве.

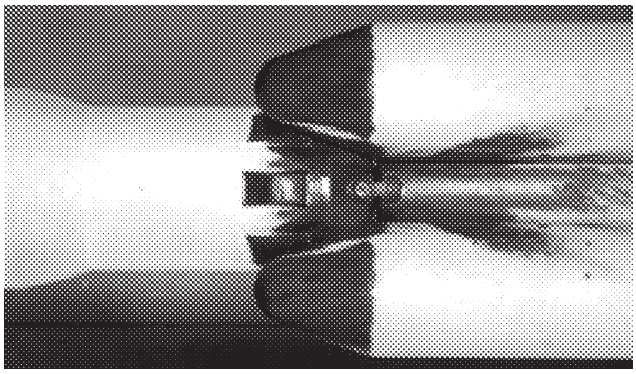

Рис.6. Экспериментально полученные области усиления нагрева в межблочном пространстве РН (для диапазона М=7,5; угол атаки 10°)

(рис.7), чтобы давления сверху и снизу от линии тангенциального разрыва были бы равны, поскольку эта линия разделяет потоки одного направления, но имеющие разные скорости (области 22 и 32 на рис.7).

Выводы

По результатам проведенных исследований выделены три структуры сверхзвуковых течений, приводящих к пиковым усилениям давления и теплообмена на поверхности многоблочной ракеты-носителя: интерференция скачков уплотнения перед боковыми блоками РН, присоединение оторвавшегося потока на поверхности центрального блока и пересечение скачков уплотнения в межблочных пространствах. Получены размеры зон пикового нагрева.

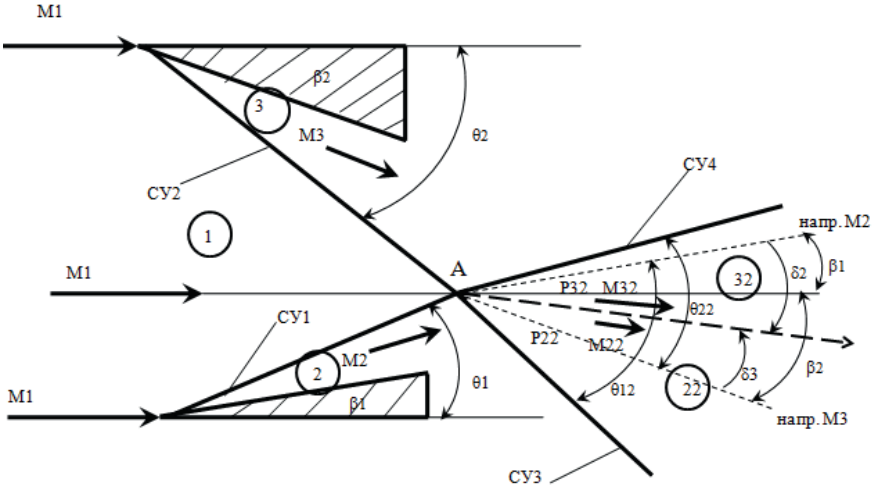

Рис.7. Расчетная схема для расчета интерференции скачков уплотнения в межблочном пространстве

Расчет параметров потока при такой интерференции проводится методом итераций, где подбираются такие углы отклонения потока за точкой пересечения

Литература

1. *Edney B.E., Effects of Shock Impingement on the Heat Transfer around Blunt Bodies. – AIAA Journal, Vol. 6, No. 1 Jan. 1968, pp. 15-21.*
2. *Bertin J. J, Graumann B.W., Aerothermodynamic Aspects of Shock-Interference Patterns for Space Shuttle Configuration During Entry. – Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 10, No. 9, Sep. 1973, pp 545-546.*
3. *Авдуевский Г.С., Медведев К.И. Физические особенности течения в области отрыва при трёхмерном взаимодействии пограничного слоя с ударной волной,// Изв. АН СССР, МЖГ. – 1967г. № 1. – Стр.25-33.*
4. *Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007 – 760 с – ISBN 978-5-9221-0773-0.*
5. *Hains F.D., Keyes J.W. Shock interference heating in hypersonic flows. – AIAA J. – 1972, v 10, №11. – pp.1441-1447.*
6. *Bertin J. J, Graumann B.W., High Velocity and Real Gas Effects on Weak Two-Dimensional Shock Interaction Patterns. – Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 12, No. 3, Mar. 1975, pp 155-161.*
7. *Anderson J.D., Jr., Hypersonic and High Temperature Gas Dynamic. – McGrow-Hill, New York, 1989.*

Материал поступил в редакцию 20. 02. 2011 г.