

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.

## ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ НА ПИКОВЫЕ ТЕПЛОВЫЕ НАГРУЗКИ НА ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

### INFLUENCE OF GEOMETRY FEATURES OF HEAVY SPACE ROCKET ON THE PEAK HEAT FLUXES DURING HYPER SOUND FLIGHT

**Аннотация.** В статье исследовано влияние геометрических характеристик многоблочных ракет – носителей (РН) на пиковые величины тепловых и силовых нагрузок к центральному блоку на сверх- и гиперзвуковых скоростях полета. Рассмотрены два подхода к экспериментальному исследованию процессов гиперзвукового обтекания: традиционный и оптимизирующий компоновку РН. В качестве альтернативы высоким затратам на защиту от пиковых уровней нагрузок предложена оптимизация внешних обводов РН. Приведены аппроксимирующие кривые для оценки пиковых тепловых нагрузок на центральный блок РН при ранней стадии выбора компоновочных решений. Предложены подходы к проектированию теплозащиты элементов конструкции РН, работающей в области пикового нагрева.

**Annotation.** Influence of geometry features of heavy space rockets on the peak pressure and heat fluxes rate to the central booster during hypersonic flight have been analyzed. Both traditional and design optimizing approaches to the experimental research are considered. Instead of incur costs for thermal protection when peak heat fluxes occurs, rocket design optimization were proposed. Approximating curves for peak heat flux and pressure estimation are shown as well as method of heat protection reinforcement.

**Ключевые слова.** Ракета-носитель, скачок уплотнения, отрыв потока, оптимизация.

**Key words.** Space rocket, shock wave, flow separation, optimization.

#### 1. Введение

Современные и перспективные многоблочные ракеты-носители тяжелого класса наряду с высокой эффективностью подвержены воздействию пиковых тепловых и силовых нагрузок при полете на сверх- и гиперзвуковых скоростях. Пиковые усиления нагрузок являются следствием особенностей обтекания компоновки РН с боковыми блоками и превосходят нагрузки для моноблочной компоновки более, чем на два порядка. Такие зоны усиления нагрева, обнаруженные при проведении экспериментальных исследований, локализируются на поверхности конструкции в виде «пятен» относи-

тельно небольшого размера. Отличительной особенностью этих зон является их перемещение по поверхности на протяжении полета РН, обусловленное изменением параметров набегающего потока и ориентации ракеты в пространстве. Поэтому, имея относительно небольшие площади, «пятна» пиков нагрева требуют повышенной стойкости крупногабаритных фрагментов конструкции. Для защиты конструкции применяются специальные теплозащитные материалы (ТЗП). Работа теплозащитных материалов в областях пикового нагрева сопровождается крайне высокими градиентами давления и температуры, что повышает вероятность локального раз-

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 – Ph.D., 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.

рушения ТЗП. В работе [1] показано, что локальная деструкция ТЗП, приводящая к появлению небольшой выемки, может инициировать дальнейшее лавинообразное разрушение теплозащитного покрытия. В качестве страховочной меры рассматривается использование внутри ТЗП перегородок из жаростойкого материала, ограничивающих возможное разрушение.

Рассмотрим общую картину сверхзвукового обтекания многоблочной РН. На рис.1 показаны интерферометрические и теневые фотографии структуры скачков уплотнения при сверхзвуковом обтекании многоблочной РН и выявленные методом термоиндикаторных покрытий зоны пикового нагрева на поверхности центрального блока.

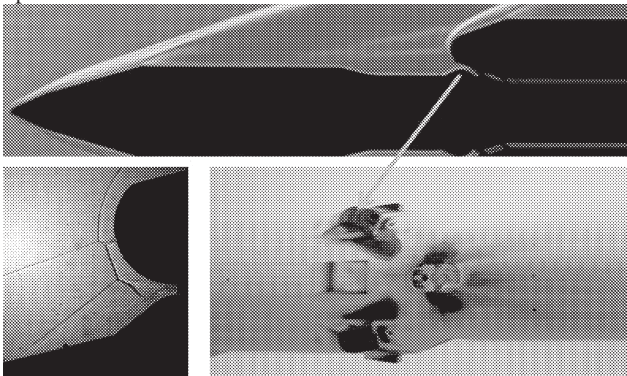


Рис. 1. Области отрыва потока и интерференции скачков уплотнения на многоблочной РН, вызывающие пиковые области нагрева

## II. Геометрические характеристики многоблочной РН, влияющие на тепловые нагрузки в полете

Многоблочные РН можно характеризовать по следующим признакам:

- осесимметричный обтекатель бокового блока (рис. 2а)
- прижатый или «отвернутый» относительно центрального блока обтекатель бокового блока (рис. 2б)
- наличие или отсутствие фермы между ступенями РН перед боковыми блоками.

Компоновке с несоосностью обтекателя ББ и его цилиндрической части соответствует угол  $\psi > 0$ , отсутствию фермы перед боковыми блоками соответствует параметр  $L_\phi = 0$ . Необходимо отметить, что рассмотрению должны подлежать в том числе и компоновки с  $\psi < 0$ , т.е. в случае, когда обтекатель бокового блока «отвернут» от поверхности центрального блока, а не прижат к ней ( $\psi > 0$ ). Оптимальный угол  $\psi$  может выбираться исходя из отношения  $R/H$ , которое, как будет показано далее, существенно влияет на пиковые значения тепловых нагрузок на поверхности центрального блока и в межблочных пространствах.

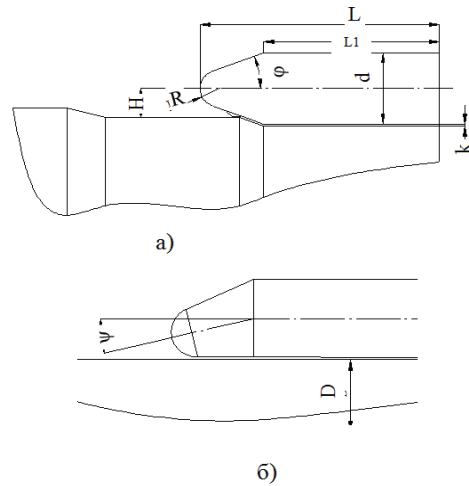


Рис. 2. Геометрические характеристики многоблочной компоновки

В таблице приведены геометрические характеристики основных многоблочных ракет, существующих на сегодня в мире.

## III. Экспериментальные исследования теплообмена многоблочных РН

Для получения характеристик тепловых нагрузок РН на гиперзвуковых скоростях проводятся экспериментальные исследования в аэродинамических трубах. Можно рассматривать две стадии исследований пикового нагрева РН: традиционное и оптимизирующее.

Результатом общего исследования теплообмена будут величины пиковых тепловых нагрузок и меры по тепловой защите существующей компоновки РН от этих нагрузок. Однако, такой путь неизбежно приводит к понижению эффективности по сравнению с ожидаемой на исходном этапе разработки РН, так как необходимо нести затраты на защиту (дополнительная масса ТЗП или неоптимальная траектория выведения).

Более высокий уровень исследований предполагает поиск оптимизирующих компоновку и траекторию решений по критерию снижения тепловых нагрузок при сохранении исходной массы РН. Фактически путем изменения геометрии частей РН и управлением гиперзвуковым потоком осуществляется такое обтекание, при котором не возникают структуры течений, вызывающих пиковые усиления тепловых нагрузок. Помимо изменения геометрии РН, по результатам оптимизирующих испытаний могут быть предложены аэродинамические надстройки, снижающие нагрев, рекомендованы безопасные сочетания углов атаки и крена. На рис. 3 показаны альтернативы проведения экспериментальных исследований теплообмена многоблочных РН.

Рассмотрим некоторые результаты эксперимен-

Геометрические параметры многоблочных ракет


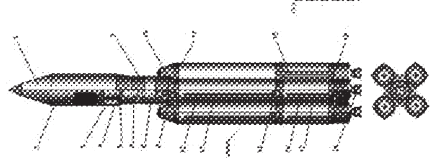
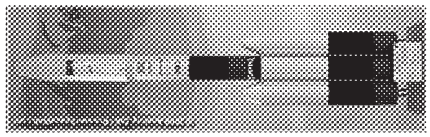
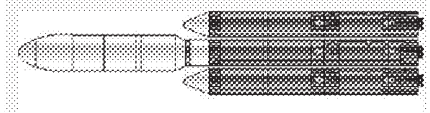
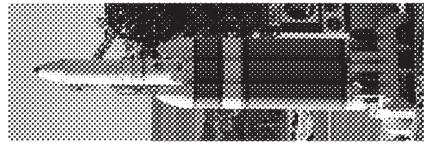
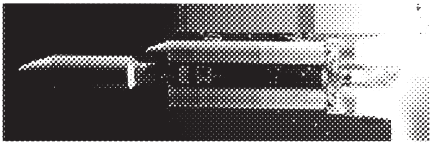
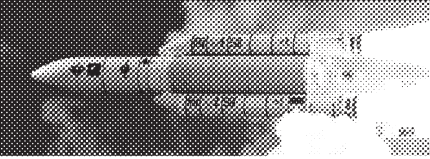
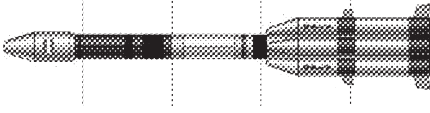
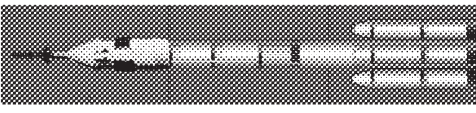

| Обозначение размера | Наименование многоблочной РН   |  |  |  |  |   |  |  |  |  |
|---------------------|--|--|--|--|--|---|--|--|--|--|
|                     | Протон-М [2]   | Ангара А-5 [2]   | Русь-М [3]   | Atlas -5/HLV   | Delta-4Н   | Titan-4В  | Ariane-5   | GSLV   | LM-2F  | Н-II   |
| L, м                | 18,5   | 26   | 25,6   | 36,34  | 43,5   | 37  | 32,7   | 19,5   | 16   | 24,4   |
| L1, м               | 14,59  | 23,6   | 21,8   | 31,5   | 33   | 30  | 25   | 14,7   | 12,5   | 19,5   |
| D, м                | 4,1  | 2,9  | 3,8  | 3,8  | 5,1  | 3,05  | 5,4  | 2,8  | 3,4  | 4  |
| d, м                | 1,8  | 2,9  | 3,8  | 3,8  | 5,1  | 3,2   | 3,1  | 2,1  | 2,25   | 1,8  |
| k, м                | 0,047  | 0,08   | 0,11   | 0,15   | 0,2  | 0,105   | 0,19   | 0,09   | 0,095  | 0,15   |
| H, м                | 0  | 1,61   | 2,12   | 2,3  | 2,95   | 1,81  | 0,85   | 0,57   | 1,315  | 1,05   |
| ψ, град             | 10   | 0  | 0  | 0  | 0  | 0   | 12   | 11   | 0  | 0  |
| φ, град             | 10   | 20   | 22   | 20   | 16/25  | 16  | 12   | 11   | 17   | 15   |
| R, м                | 0,01   | 0,76   | 1,05   | 0,6  | 0,7  | 0,6   | 0,6  | 0,4  | 0,4  | 0,4  |
| Кол-во ББ           | 6  | 4  | 2  | 2  | 2  | 2   | 2  | 4  | 4  | 2  |
| H/R                 | 0  | 1,55   | 2,02   | 3,83   | 4,21   | 3,02  | 1,42   | 1,43   | 3,29   | 2,63   |
| Lφ, м               | 2,4  | 0  | 1,9  | 0  | 0  | 0   | 0  | 1,8  | 0  | 0  |
| Рисунок             |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |



Рис. 3. Альтернативы экспериментальных исследований теплообмена многоблочных РН

тальных исследований, в которых варьировалось геометрическое соотношение  $H/R$  высоты оси бокового блока над центральным к радиусу закругления бокового блока на пиковые значения давления и теплового потока на центральном блоке.

Измерения проводились на фрагментарной модели многоблочной ракеты – носителя, модели гипотетического двухступенчатого многоблочного носителя TSTO1 (Two Stages To Orbit) [5] и модели цилиндрического ускорителя на треугольном крыле TSTO 2 [1]. Модель РН состояла из одного бокового блока, установленного на плоской пластине, т.е. эффекты взаимовлияния боковых блоков не рассматривались. По результатам работ [1], [5] и данным испытаний фрагментарной модели РН можно предварительно проследить тенденцию влияния соотношения  $H/R$ . На рис 4 показаны сравниваемые модели. Рассматриваемый диапазон чисел Маха составляет 7...9, угол атаки равен нулю.

Общепринятым является представление теплового потока в области пикового усиления теплообмена, отнесенного к тепловому потоку в невозмущенной области (при отсутствии интерференции) как функции от

коэффициента  $F$ , умноженного на отношение пикового давления к давлению невозмущенного потока в некоторой степени  $N$

$$Q_{\text{пик}}/Q_{\text{неб}} = F^*(P_{\text{пик}}/P_{\text{неб}})^N. \quad (1)$$

На рис. 5 представлены величины пиковых тепловых потоков в такой постановке задачи.

Геометрическое соотношение  $H/R$  варьируется для рассматриваемых компоновок. Из графика на рис.5 видно, что угол наклона аппроксимирующей прямой для модели РН отличается от существовавших ранее значений. Рекомендованные коэффициенты  $F=1,5$  и  $N$  в диапазоне 0,8–0,96 не подходят для описания уровней пиковых тепловых нагрузок многоблочной РН. Для данной компоновки были подобраны коэффициенты  $F=20$ , а степень  $N=4$ .

Из анализа рис. 5 можно сделать вывод, что одна и та же степень усиления давления в области интерференции скачков уплотнения при обтекании модели многоблочной РН приводит к более высокому усилению теплового потока по сравнению с моделями TSTO1. Модель TSTO2, состоящая из закругленного цилиндра над плоским крылом имеет степени усиления теплообме-



Рис. 4. Рассматриваемые модели ЛА

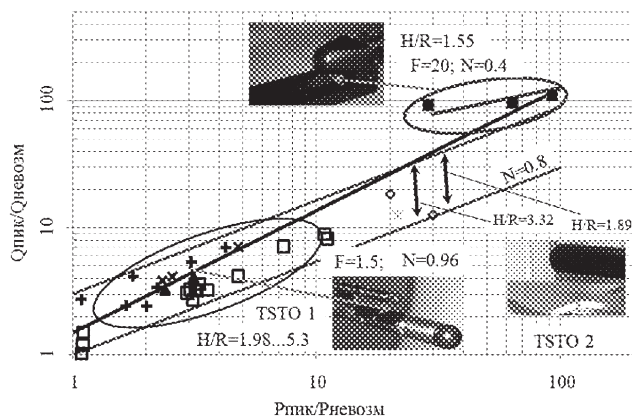


Рис. 5. Зависимость пиковых тепловых нагрузок от компоновки многоблочной РН

на, близкие к модели РН, что обусловлено сильным более интенсивным пространственным растеканием газа из области отрывного течения у модели TSTO 1 по сравнению с моделями РН и TSTO2.

На рис. 6 показана зависимость пикового усиления теплообмена в области интерференции скачков уплотнения перед боковыми блоками от геометрического соотношения  $H/R$ .

Можно сделать вывод, что существует критическое значение  $(H/R)_{крит}$  в диапазоне 1,4–1,6, соответствующее максимальному усилению теплового потока. Изменение величины соотношения  $H/R$  в большую или меньшую сторону от значения 1,4–1,6 должно приводить к падению степени усиления нагрева.

Геометрия ориентации бокового блока, при которой  $H/R = (H/R)_{крит} = 1,4–1,6$  приводит к такому расположению прямой части скачка уплотнения перед ББ при котором появляется неблагоприятная интерференция с косым скачком от области отрыва или от надкалиберности головного обтекателя РН.

Одним из путей ликвидации неблагоприятной интерференции является изменение в большую или меньшую сторону соотношения  $H/R$  относительно  $(H/R)_{крит}$ . При необходимости сохранить неизменным радиус  $R$  обтекателя, в оптимизированном виде обтекатель бокового блока может быть прижат, либо «отвернут» от центрального блока угол  $\psi$  (рис. 2б) будет отличен от нуля. Если

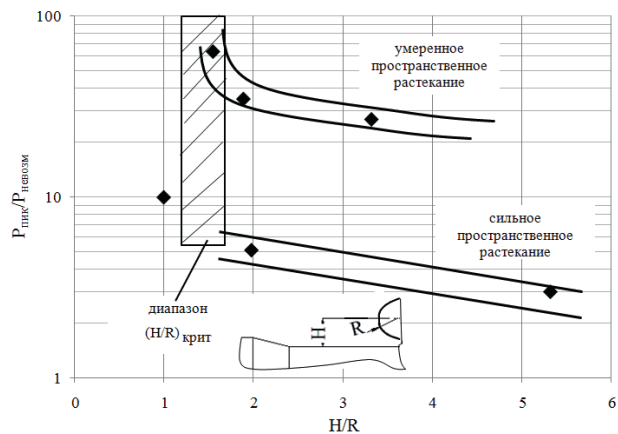


Рис. 6. Зависимость пикового усиления давления на центральном блоке от соотношения  $H/R$  многоблочной ракеты

радиус бокового блока  $R$  подлежит варьированию, то целесообразно уменьшение радиуса бокового блока.

#### IV. Подходы к проектированию теплозащиты РН в областях пиковых тепловых нагрузок

При рассмотрении воздействия тепловых и силовых нагрузок на материалы конструкции, в частности, теплозащитные материалы большой толщины, можно предположить, что в областях пиковых нагрузок наиболее велика вероятность локального разрушения материала. В результате на поверхности ТЗП могут появиться выемки (каверны) произвольной формы. Взаимодействие высокотемпературного потока с такими выемками может привести к катастрофическому разрушению материала. Таким образом, актуальной является задача исследования течения и теплообмена в выемке, расположенной в области пикового нагрева.

На рис. 7 показана схема взаимодействия потока в области пикового нагрева под боковым блоком с выемкой, образовавшейся в ТЗП [1]. Основная часть потока натекает на выемку сверху и под некоторым углом. Наибольшие тепловые нагрузки приходятся на заднюю, переднюю и боковые кромки, уровень теплового потока на порядки выше, чем для изолированной выемки (т.е. вне области пикового нагрева). При таком обтекании кромки выемки в ТЗП могут интенсивно разрушаться.

Вследствие повышенной вероятности разрушения



Рис. 7. Сдерживающие разрушение перегородки, интегрированные в ТЗП

ТЗП именно в области пикового нагрева целесообразно рассмотреть варианты внедрения в теплозащиту элементов конструкции, которые бы сдерживали лавинообразное разрушение ТЗП. Таким элементом конструкции могут быть интегрированные в ТЗП перегородки из термостойкого материала. Схематическое изображение представлено на рис. 7.

Если вследствие, например, брака происходит локальное разрушение ТЗП в месте нагрева, то высокотем-

пературный напор газа из области интерференции будет взаимодействовать с образовавшейся выемкой, что приведет к еще более высокой интенсификации теплообмена и лавинообразному разрушению ТЗП. Интегрированные в ТЗП перегородки призваны при такой нештатной ситуации не дать разрушению распространиться на большую площадь и предотвратить катастрофическое развитие ситуации.

#### Литература

1. Hiroshi O., Yoshitaru N. *Experimental Analysis of TSTO Aerodynamic Interactions Based on Oil Flow Patterns at Hypersonic Speed*. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida. AIAA 2009-1286, pp. 1-9
2. <http://www.kbrumichev.ru/> Официальный сайт Государственного космического центра имени М.В.Хруничева.
3. <http://www.federal-space.ru/> Сайт Федерального космического агентства
4. 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.
5. Yoshitaru T., Tsuyoshi O., *Three-Dimensional Shock/Boundary-Layer Interaction Between a Rocket and a Booster*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 36, No.5, September-October 1999, pp.681-687
6. Лунев В.В. *Течение реальных газов с большими скоростями*. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007 – 760 с – ISBN 978-5-9221-0773-0.
7. Hains F.D., Keyes J.W. *Shock interference heating in hypersonic flows*. – AIAA J. – 1972, v 10, №11. – pp.1441-1447.
8. 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.
9. Anderson J.D., Jr., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamic*. – McGraw-Hill, New York, 1989.

Материал поступил в редакцию 16. 02. 2011 г.