

УДК 629.76.015.3: 533.6.011.6

© Юрченко И.И., Кудинов А.С., Каракотин И.Н., Ваганов А.В.  
Yurchenko I., Kudinov A., Karakotin I., Vaganov A.ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ,  
ВЛИЯЮЩИХ НА ПАРАМЕТРЫ СРЕДЫ И ТЕПЛООБМЕН В ДОННЫХ ОБЛАСТЯХ ЛАIDENTIFICATION OF GAS-DYNAMIC AND GEOMETRY FEATURES HAVING  
INFLUENCE ON ENVIRONMENTAL PARAMETERS AND HEAT TRANSFER  
ON THE BASE AREA OF LAUNCH VEHICLES

**Аннотация.** Рассмотрены явления, происходящие в донной области многоблочной компоновки ЛА с истекающей струей маршевого двигателя по мере роста числа Маха набегающего потока. Показано, что на дозвуковом участке полета при давлениях в центре донного экрана, практически совпадающих с давлением внешней атмосферы, имеет место заброс горячих продуктов сгорания при кольцевой расстановке двигателей, оказывающий большое влияние на теплообмен. Объяснены последующее понижение температуры и давления до уровня, соответствующего устойчивому взаимодействию расширяющихся в пониженном давлении соседних струй. Показано, что стабилизация высоких значений температуры среды в центре донного экрана на уровне  $0,6 Toa$ , происходит несколько раньше по полету, чем стабилизация давления.

**Annotation.** Phenomena taking place in the base region of multiblock launch vehicle with main engine jet has been considered while free stream Mach number increasing. It has shown that for circle-placement engines the scorching plume gas refluxes toward the base shield provided that pressure on the center of the base screen is close to the atmospheric pressure for the actual altitude. Following pressure and temperature drop to the stable level typical for expanded adjacent engine plumes interaction were specified. Fixing of high temperature on the base shield center at  $0.6 Toa$  level occurs a little bit earlier than pressure level fixing.

**Ключевые слова.** Донное давление, температура, скоростной напор, степень нерасчетности, скачок уплотнения, донная область, взаимодействие струй.

**Key words.** Base pressure, temperature, dynamic pressure, jet pressure ratio, base region, engine plume, shock wave interaction.

Маршевые двигатели первой ступени ЛА, начинающие свою работу при атмосферном давлении, характеризуются высокой тягой, высоким давлением в камере сгорания  $P_{от}$ , близким к атмосферному статическим давлением на срезе сопла  $P_a$ . Как правило, высокая температура в камере сгорания  $T_0$  более 3000 – 4000 К является причиной конвективных и лучистых тепловых потоков в зоне действия струи. От момента старта и до подъ-

ема на высоту нескольких километров видимая граница струи представляет собой бочкообразную структуру из нескольких светящихся бочек. Диаметр их сначала не превосходит диаметр среза сопла  $d_a$ , а далее с ростом степени нерасчетности струи  $n = P_a / P_\infty$  диаметр бочек увеличивается. Светящиеся днища бочек представляют собой видимое излучение на прямом скачке уплотнения, называемом диском Маха, а их боковые поверхности

Юрченко Ирина Ивановна – кандидат технических наук, доцент, начальник сектора, ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»;

Кудинов Александр Сергеевич – ведущий инженер, ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева», тел. (499) 749-54-93;

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.

Yurchenko Irina – Ph.D., associate professor, chief of sector, FSUE «Khrunichev state research and production space center»;

Kudinov Alexander – leading engineer, FSUE «Khrunichev state research and production space center», tel. (499) 749-54-93;

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.

также являются контуром криволинейных скачков уплотнения, возникающих при взаимодействии сверхзвукового потока продуктов сгорания с внешним потоком воздуха вокруг ракеты. Наиболее интенсивные лучистые потоки в сторону конструкции днища и боковой поверхности ЛА от струй двигателей имеют место на старте, когда струя сжата внешним высоким давлением, что гарантирует высокую статическую температуру в первой излучающей бочке. Также дополнительный вклад в излучение в нижних слоях атмосферы вносят процессы догорания компонентов с участием атмосферного воздуха на границе взаимодействия струя – окружающий воздух.

Если ЛА имеет многосопловую компоновку первой ступени (см. рис. 5), то по мере снижения окружающего давления соседние струи взаимодействуют между собой, создавая в областях взаимодействия повышенные давления и температуры, которые являются как дополнительными источниками излучения, так и причиной возникновения конвективных потоков в сторону днища ЛА.

В полете ЛА на дозвуковом участке в интервале чисел Маха от 0,6 до 0,85 было зафиксировано крайне необычное явление прохождения ЛА через светящийся обруч, который возникал на срезах сопел первой ступени и продвигался вверх по направлению к носу ЛА в течение 1-2 секунд и исчезал, не достигнув начала ЛА. Светящийся обруч был образован взаимодействием горячих газов струй двигателей первой ступени с дозвуковым вихревым течением воздушного потока, стекающим с кормы ЛА, и приводил к значительному, хотя и кратковременному увеличению донной температуры. На рис. 1 это явление демонстрируется пиковым ростом температуры на интервале чисел Маха от 0,6 до 0,72, что вызвано захватом горячих продуктов сгорания двигателей дозвуковым донным вихревым течением и продвижением их в сторону донного экрана. При достижении внешним воздухом чисел Маха более 0,72-0,74 на донном срезе достигается местное звуковое течение [1], и реализуется сверхзвуко-

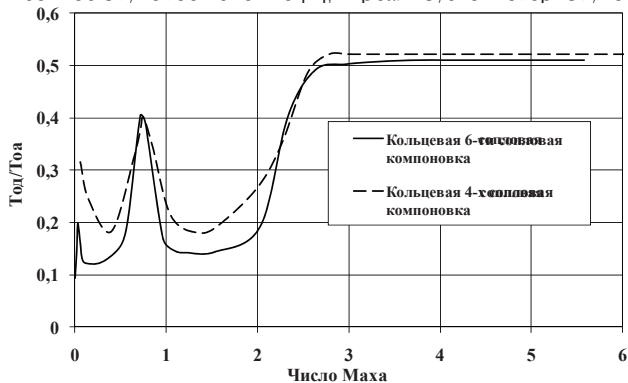


Рис. 1. Данные измерений температуры среды над донным экраном в зависимости от числа Маха

вой разворот пограничного слоя в донную область, который прижимает свободный слой вихревого течения в донной области, зона отрыва переходит в локальное состояние и уменьшается. Разделяющая линия тока приближается к донному экрану, донный вихрь захватывает значительно меньше горячих газов из пограничного слоя струй, внешний сверхзвуковой поток добавляет в вихревое течение относительно холодный внешний воздух (см. рис. 1).

После прохождения трансзвукового участка полета при максимальных значениях скоростного напора внешнего набегающего потока относительно холодный воздух продолжает вытеснять продукты струйного взаимодействия из донной области и в значительной мере определяет температуру и давление в ней. Относительно низкая температура и давление в донной области существует до тех пор, пока не происходит соприкосновение светящихся бочек соседних струй в компоновке.

При росте числа Маха и падающего скоростного напора и статического давления внешнего потока происходит существенное расширение границы струи. В результате расширения и взаимодействия струй возникает возвратное течение низкоэнергетической части выхлопных газов (пограничного слоя на стенках сопел) по направлению к днищу. Возвратный поток газов направляется к теплозащитному экрану, а затем между отдельными двигателями вытекает наружу. Параметры возвратного течения определяются степенью нерасчетности двигателей, скоростным напором внешнего воздушного потока, числом Маха внешнего потока, числом Маха на срезе сопел, разнесом и выносом сопел над поверхностью донного экрана, а также относительной площадью суммы сечений сопел и донной области. На рис. 1 приведены значения относительной донной температуры  $T_{од}/T_{оа}$  в зависимости от числа Маха (в данном случае  $T_{оа}$  – полное давление в струе двигателя) для двух различных компоновочных решений с кольцевым расположением шести и четырех сопел.

Данные различных летных измерений, в том числе и на ракете «Сатурн» (рис. 4–5) [2], показали, что на высотах 19–23 км на многосопловых компоновках фиксируется режим возвратного течения, характеризующийся давлением в донной области, в два раза большим, чем в атмосфере на этих высотах и температурой  $T_{од}/T_{оа} = 0,6$ . Данные по измеренной температуре на рис. 1 указывают на стабилизацию температуры в донной области также на высотах 19–21 км. В полете свыше 30 км у ракеты «Сатурн» расширяющаяся с ростом степени нерасчетности струя кольцевой компоновки двигателей вызывает отрыв

пограничного слоя на кормовой части боковой поверхности ступени [3]. При этом газы из донной области попадают внутрь отрывной зоны на боковой поверхности ЛА. В свою очередь давление в отрывной зоне на боковой поверхности в сильной степени влияет на стабилизацию давления в донной области. Давление в циркуляционном течении отрывной зоны на боковой поверхности ЛА является функцией скоростного напора  $\rho V^2/2$  и статического давления в атмосфере  $P_\infty$ . На рис. 2 и 3 приведены данные по изменению донного давления в кольцевой 6-сопловой компоновке ЛА, которые хорошо совпадают на сверхзвуковом участке с данными работ [3,4], несмотря на наличие центрального двигателя в компоновке ракеты «Сатурн», которая изображена на рис. 5-6. На рис. 4 приведены для сравнения зависимости скоростного напора для ЛА с кольцевой 6-сопловой компоновкой и ракеты «Сатурн» AS-503 [3].

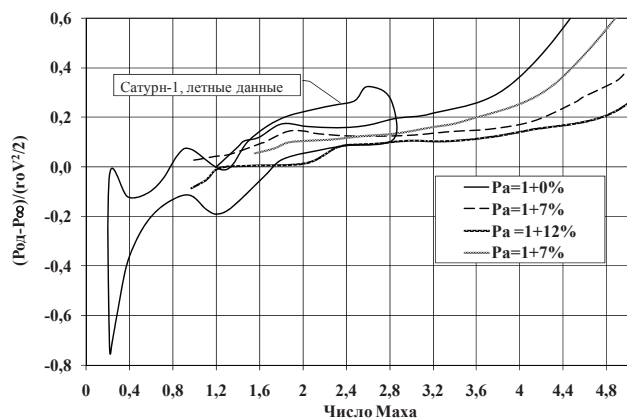


Рис. 2. Данные измерений давления в центре донного экрана кольцевой 6-сопловой компоновки с различным уровнем давлений и для 8-сопловой компоновки «Сатурн-1»

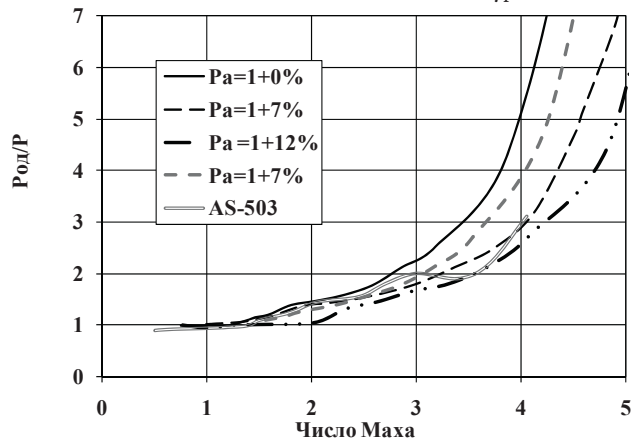


Рис. 3. Данные измерений давления в центре донного экрана в зависимости от числа Маха для кольцевой 6-сопловой компоновки с различным уровнем давлений и ракеты «Сатурн» AS-503

В дальнейшем, по мере падения окружающего атмосферного давления в зонах взаимодействия между струями многосопловых компоновок и над донным экраном (см. рис. 6), возникают области постоянного

давления и постоянной высокой температуры, которые свойственны развитому возвратному течению. Они сохраняются до конца работы двигателей. Анализ данных по лучистым тепловым потокам к донному экрану ракеты «Сатурн», приведенных на рис.4-5, показал, что относительная стабилизация параметров течения в донной области происходит после 30 км, когда и возникает отрыв на боковой поверхности и начинается его продвижение вверх по компоновке с дальнейшим увеличением числа Маха.

Обтекая поверхность двигателей и теплового экрана, высокотемпературные газы обеспечивают конвективный нагрев всех поверхностей, температура которых ниже температуры газов. Такого рода конвективный нагрев имеет место с момента возникновения возвратного течения до окончания работы двигателей. Летные данные показывают, что горячие газы в донной области ступени, содержащие частицы углерода, вызывают значительный радиационный нагрев поверхностей в течение всего полета, а на режиме возвратного течения дополняется также излучением, которые определяются давлением и температурой в донной области. Поэтому время начала формирования режима возвратного течения  $t_1$  влияет на длительность существования режима развитого возвратного течения, а параметры возвратного течения (температура и давление в донной области) влияют на величину лучистых и конвективных потоков к экрану. Оба этих фактора определяют общий интеграл тепла, поглощаемого поверхностью донного экрана и, как следствие, вес теплозащитной оболочки.

Режим развитого возвратного течения является основным источником как лучистых, так и конвективных тепловых потоков. Чем позже наступает стабилизация донного давления (время  $t_2$ ), тем меньше уровень тепловых потоков к донному экрану.

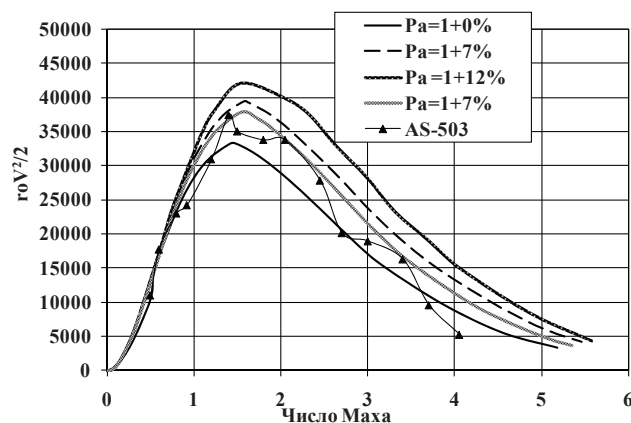


Рис.4. Зависимости скоростных напоров 4 вариантов полета кольцевой 6-сопловой компоновки и ракеты «Сатурн» AS-503

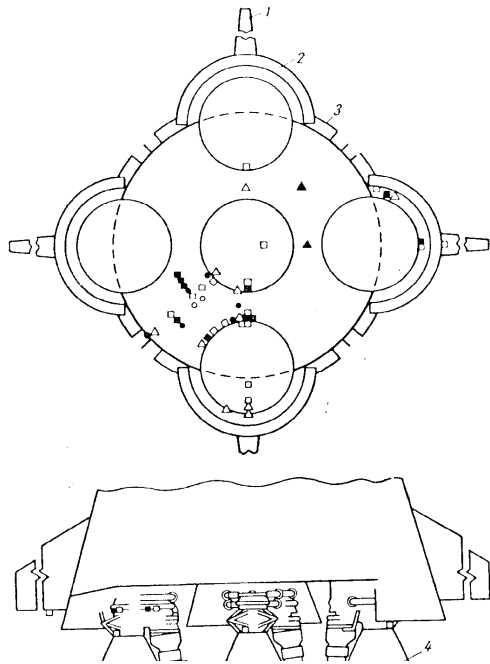


Рис.5. Компоновка донной области первой ступени ракеты-носителя «Сатурн-5»:  
1 – стабилизатор; 2 – обтекатель двигателя; 3 – дефлектор; 4 – коллектор отработанных газов турбины

В донной части первой ступени S-1C (рис 5) установлено пять двигателей F-1 – один центральный неподвижный и четыре поворотных, которые смонтированы вокруг центрального. Донный теплозащитный экран располагается на расстоянии 5,8 м выше выходного сечения сопел; кроме того, ступень при запуске AS-501 была оборудована дефлекторами, задача которых заключалась в том, чтобы отводить горячую газовую смесь из донной области. При запуске AS-502 эти дефлекторы были убраны, что существенно повлияло на донный нагрев. Отработанный газ турбины в двигателях F-1 подается в критическую часть сопла, в результате чего каждая из выхлопных струй двигателей окружена обогащенной горючим газовой завесой.

Телевизионные снимки показали [2], что горячие газы начали обтекать донный экран на высоте 12 км, что согласуется с началом возрастания радиационных потоков к днищу, как это видно из рис. 5 (пунктирная кривая). Возникновение возвратного потока горячих газов сопровождается увеличением радиационного нагрева всех калориметров, установленных на донном теплозащитном экране и двигателе. Телевизионные снимки также показывают, что начиная с высоты ~ 36 км происходит значительное уменьшение плотности (и соответственно излучательной способности) горячих газов. Просветление донной области течения согласуется с уменьшением измеренных тепловых потоков. На двигателях и теплозащитном экране было установлено измерительное оборудо-

дование (6 радиационных калориметров, 12 полных калориметров и 14 датчиков температуры газа). Для измерения давления использовалось 18 датчиков статического давления, 4 трубки полного напора и 2 дифференциальных датчика. Расположение датчиков показано на рис. 5.

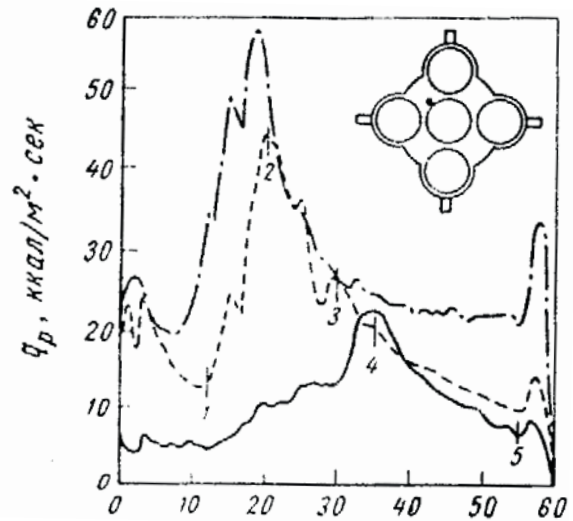


Рис.6. Радиационные тепловые потоки и их сравнение с явлениями, зарегистрированными с помощью телекамер:  
— поток к двигателю;  
- · - · - поток к теплоизоляционному экрану;  
- - - - - поток к основанию стабилизатора;  
1 – возникновение возвратного течения; 2 – развитие возвратное течение в донной области; 3 – почернение теплозащитного экрана; 4 – просветление зон между двигателями; 5 – вспышка при отсечке центрального двигателя

Основной вклад в разогрев донных экранов и в весовую сводку теплозащиты на 70% вносят лучистые тепловые потоки от струй ДУ и 30% - конвективные тепловые потоки. На цилиндрическую поверхность хвостового отсека как центрального, так и боковых блоков также воздействуют значительные лучистые тепловые потоки. Они также зависят от геометрических размеров компоновки и могут составлять от 11% на участке свечения невзаимодействующих и слабозаимодействующих струй от 0 до момента времени  $t_1$ , и до 30% на участке полета от момента времени  $t_1$  до момента времени  $t_2$ . Зоны свечения, обозначенные на рис. 7 как «донная область» и «зона взаимодействия струй» могут оказать в силу пространственного расположения большее тепловое воздействие на боковые поверхности хвостовых отсеков, чем собственно струи.

Общий интеграл поглощенного теплового потока, который и является определяющим для расчета максимальных температур конструкции и определения толщины теплозащиты, будет зависеть:

- от максимальной величины лучистых тепловых потоков на старте, которая зависит от вида топлива, тяги, давления в камере сгорания, коэффициента избыт-



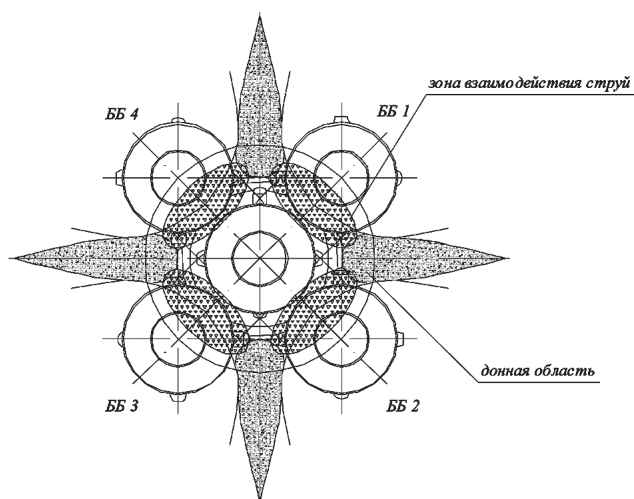


Рис.7. Зоны повышенных тепловых потоков для компоновки с центральным соплом

ка окислителя и содержания конденсированной фазы;

- от времени  $t_1$  начала взаимодействия соседних струй и формирования режима возвратного течения, которое характеризуется установлением высокой сохраняющейся до конца работы двигателей температурой и повышенным давлением  $P_0/P_\infty$ , являющегося функцией относительного выноса и разноса сопел, но которое продолжает уменьшаться до стабилизации в режиме развитого возвратного течения;

- от времени  $t_2$  установления режима развитого возвратного течения с постоянной температурой и давлением, являющегося функцией соотношения донного давления и скоростного напора внешнего воздушного потока;

#### Литература.

1. Даньков Б.Н., Косенко А.П., Куликов В.Н., Отменников В.Н. Особенности трансзвукового течения за задней угловой кромкой надкалиберного конусоцилиндрического тела//Механика жидкости и газа.-2007.- № 3- с.155-168.
2. Бендер, Буллен. Тепловые нагрузки в донной части I ступени ракеты «Сатурн V»//Вопросы ракетной техники.- 1970.- № 1.
3. Anthony V/ Springer, Experimental investigation of plume-induced flow separation on the National Launch System 1 1/2-Stage Launch Vehicle// NASA Marshall Space Flight Center/ AIAA-94-0030. -1994.
4. Fernando S. Garcia, An Aerodynamic analysis of Saturn I Block I Flight// Marshall Space Flight Center/ NASA- TN D-2002.

Материал поступил в редакцию 18. 02. 2011 г.

- от уровня лучистых и конвективных тепловых потоков при установлении режима развитого возвратного течения, которые зависят от давления в донной области и температуры среды в донной области.

Анализ температуры среды над донным экраном показал, что течение горячих газов в донной области существует на всем протяжении полета. На дозвуковом участке полета при давлениях в центре донного экрана, практически совпадающих с давлением внешней атмосферы, имеет место заброс горячих продуктов сгорания двигателей в кольцевом компоновочном решении.

В момент времени  $t_1$  начала взаимодействия соседних струй и формирования режима возвратного течения, при числах Маха от 2,5 и выше и при  $P_0 \approx 2P_\infty$ , температура среды стабилизируется около  $0,6 T_{oa}$  и остается постоянной до конца работы двигателей.

В момент времени  $t_2$  происходит стабилизация давления в донной области, что обеспечивает постоянное значение конвективных и лучистых тепловых потоков к донному экрану до отключения двигателей.

Наступление стабилизации давления в наибольшей степени зависит от соотношений скоростного напора внешнего потока, давления в атмосфере и структуры течения на боковой поверхности ЛА. Момент времени  $t_2$  соответствует примерно 30 км полета для широкого круга ЛА с близкими функциональными зависимостями скоростного напора от числа Маха.