

УДК 532.529

МОДЕЛИРОВАНИЕ В ВАКУУМНЫХ КАМЕРАХ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. Н. Ярыгин, В. Г. Приходько, И. В. Ярыгин

Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе СО РАН, 630090 Новосибирск, Россия

E-mails: yarygin@itp.nsc.ru, prikhodko@itp.nsc.ru, yarygin@gorodok.net

Представлен краткий обзор выполненных в Институте теплофизики СО РАН экспериментальных исследований истечения струй жидкостных ракетных двигателей малой тяги, используемых в качестве двигателей управления и ориентации космических аппаратов включая Международную космическую станцию. Сформулированы критерии моделирования параметров газового потока и пристенной пленки жидкости, используемой для охлаждения сопла. Приведено описание экспериментальной установки, методов диагностики, а также результатов исследования взаимодействия пристенной пленки жидкости со спутным газовым потоком внутри сверхзвукового сопла и при струйном истечении в вакуум. Исследуются проблемы минимизации обратных потоков, приводящих к загрязнению внешней, присопловой поверхности космических аппаратов.

Ключевые слова: струи жидкостных ракетных двигателей, моделирование в вакуумных камерах, диагностика газочапельных потоков, обратные потоки, управление структурой течения за соплом.

DOI: 10.15372/PMTF20200514

Введение. Основными устройствами систем ориентации и маневров космических кораблей и орбитальных станций включая Международную космическую станцию (МКС) являются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ). К этому классу относятся двигатели с тягой от 5 до $2500 \div 4000$ Н. В качестве топлива в них используются самовоспламеняющиеся компоненты: азотный тетраоксид (амил) и несимметричный диметилгидразин (гептил). Температура газа в камере сгорания составляет приблизительно 3000 К при давлении $6 \cdot 10^5 \div 10^6$ Па. Для защиты стенок камеры сгорания и сверхзвукового сопла от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания создается пристенная пленка топлива. Двигатели ЖРДМТ работают в импульсных режимах, и при включении двигателя выбрасываемая из сопла в вакуум сверхзвуковая струя продуктов сгорания создает тягу, управляющую ориентацией или маневрированием космических аппаратов. При этом при работе двигателей ориентации (ДО) выброс сгоревших и несгоревших, в том числе капельных, фракций топлива (контаминантов) происходит в основном в область, представляющую собой полусферу, что обусловлено, в первую очередь, особенностями истечения газов и жидкостей в вакуум. Оказавшиеся в поле течения выхлопного факела элементы конструкции космического корабля или орбитальной станции подвергаются механическому и физико-химическому воздействию, что, безусловно, является отрицательным

фактором. Кроме того, существует опасность попадания контаминантов внутрь станции на скафандрах космонавтов при их выходе в открытый космос.

Впервые интерес к проблеме загрязняющего воздействия струй ДО возник при эксплуатации космической станции “Мир”. В натурном эксперименте “Двигон”, проведенном на орбите в 1998 г., было установлено наличие загрязнений на различных участках внешней поверхности вокруг ДО станции “Мир”. Однако большое внимание проблеме загрязнения было уделено только на МКС, в частности космонавтам были предписаны меры предосторожности при работе в открытом космосе [1].

Радикальное решение проблемы состоит, возможно, в отказе от ДО на химическом топливе и переходе к двигателям другого типа, например электрическим на химически нейтральных газах с большой молекулярной массой — ксеноне, криптоне, аргоне, фуллерене C_{60} и др. Однако в этом случае остается нерешенной проблема электрофизического воздействия выхлопного факела на элементы конструкции орбитальной станции.

Вместе с тем на современном этапе развития космической техники целесообразно решить задачу уменьшения (в конечном итоге — исключения) негативного влияния факела ДО на элементы конструкции станции. Этого можно добиться, ограничив угол разлета загрязняющих фракций. Техническое решение данной задачи заключается в установке на выходную часть ДО специальных экранов — газодинамических защитных устройств [2].

Поскольку используемые в ДО компоненты топлива являются токсичными, возможности проведения исследований загрязнения с натурными ДО в вакуумных камерах ограничены, данные об этом можно получить при выполнении модельных исследований.

При моделировании процессов загрязнения МКС струями ДО рассматривается течение пристенной пленки жидкости со спутным газовым потоком из сверхзвукового сопла в вакуум. Естественно, возможно только приближенное моделирование, даже если в вакуумной камере испытывается натуральный ДО. Задача еще более усложняется, когда вместо компонентов топлива используются модельные жидкости. Воспроизвести в модельном эксперименте истинную толщину пленки на срезе сопла, ее состав и температуру, а также параметры высокотемпературного газового потока продуктов сгорания весьма проблематично. Тем не менее даже приближенное моделирование позволяет при максимально возможном воспроизведении определяющих параметров получить необходимую информацию о структуре течения выхлопного факела, в первую очередь жидкостно-капельной фазы.

В настоящей работе представлен краткий обзор выполненных в Институте теплофизики (ИТ) СО РАН исследований истечения струй ДО МКС. Цель этих исследований заключается в выработке и обосновании рекомендаций и предложений по уменьшению загрязнения внешней поверхности МКС факелами ДО.

1. Моделирование и критерии подобия. При постановке экспериментов, моделирующих истечение натуральных струй двигателей космических аппаратов, необходимо определить условия моделирования, соответствующие параметрам сверхзвукового сопла (геометрия, значение числа Маха, вид газа, его температура и расход или давление торможения). Обычно требуется воспроизвести натурные значения числа Маха M_a и отношение удельных теплоемкостей γ . Если с воспроизведением чисел Маха особых сложностей не возникает, то воспроизвести в модельном эксперименте натурное значение γ для высокотемпературных продуктов сгорания затруднительно. Поэтому целесообразно перейти к интегральным характеристикам струй, истекающих в вакуум. В настоящей работе принята концепция моделирования по характерному углу расширения струи θ_+ , определяемому через относительный импульс струи \bar{J} [3, 4]:

$$\theta_+ = \arctg((1 - \bar{J})/\bar{J})^{0,5};$$

$$\bar{J} = \left(1 + \frac{1}{\gamma M_a^2}\right) \left(1 + \frac{2}{(\gamma - 1) M_a^2}\right)^{-0,5}, \quad (1)$$

где $\bar{J} = J_a / (GV_{\max})$; J_a, G, V_{\max} — импульс газа на срезе сопла, расход и максимальная скорость газа в струе соответственно. При таком подходе в эксперименте путем подбора параметров γ и M_a необходимо воспроизвести величину относительного импульса ЖРДМТ. В рамках этой модели распределение плотности газа в свободно расширяющейся струе идеального газа (при $\bar{r} = r/r_a > 10$) определяется зависимостью

$$\frac{\rho}{\rho_0} \approx \frac{0,21(\gamma - 1)^{0,5}}{\bar{F}\bar{r}^2\theta_+^2} e^{-0,5\bar{\theta}^2},$$

где $\bar{\theta} = \theta/\theta_+$; r, θ — координаты полярной системы; ρ_0 — плотность газа в форкамере; $\bar{F} = (r_a/r_*)^2$ — степень расширения сопла; r_a, r_* — радиусы выходного и критического сечений сопла соответственно.

Согласно [3] приблизительно 95–99 % суммарного расхода струи идеального газа истекает внутрь конуса с величиной полуугла раствора $\theta \approx 3\theta_+$, следовательно, параметр θ_+ имеет физический смысл.

В настоящее время на служебном модуле МКС установлены ДО с тягой, приблизительно равной 140 Н. Согласно (1) относительный импульс струи этого двигателя ($M_a \approx 4,3$, $\gamma = 1,24$) равен $\bar{J}_R = 0,87$, тогда в соответствии с условием моделирования $\bar{J}_M = \bar{J}_R$ при использовании воздуха ($\gamma = 1,4$) в качестве модельного газа число Маха модельного сопла равно $M_a = 2,94$, что соответствует значению отношения радиусов выходного и критического сечений сопла $r_a/r_* = 2$.

В качестве критериев моделирования пристенной пленки жидкости можно принять параметры пленки в выходном сечении сопла: ее толщину δ_{liq} и среднюю скорость V_{liq} либо толщину δ_{liq} и касательное напряжение τ на границе раздела газ — жидкость.

Величины δ_{liq} и V_{liq} можно вычислить, если известны секундный расход жидкости m и касательное напряжение τ на границе раздела [5]:

$$m = 2\pi r \delta_{liq} \rho_{liq} V_{liq}, \quad \tau = \frac{C_f}{2} \rho V^2 = \mu_{liq} \frac{2V_{liq}}{\delta_{liq}}.$$

Отсюда следует

$$\delta_{liq} = \sqrt{\frac{m\mu_{liq}}{\pi r \rho_{liq} \tau}}, \quad V_{liq} = \sqrt{\frac{m\tau}{4\pi r \rho_{liq} \mu_{liq}}}.$$

В настоящее время в литературе отсутствуют данные для определения τ на внешней границе пленки при наличии высокоскоростного, в том числе сверхзвукового, спутного газового потока. Однако вследствие малой толщины пристенной пленки жидкости значение касательного напряжения τ на внешней поверхности пленки в качестве первого приближения можно принять равным значению τ_w на стенке сопла в отсутствие пленки.

2. Экспериментальная установка и методы диагностики. Экспериментальные исследования проводились на крупномасштабной (объемом порядка 150 м³) вакуумной установке “Викинг” [6], входящей в вакуумный газодинамический комплекс ИТ СО РАН и дооборудованной рабочими участками и средствами диагностики для измерения локальных параметров пристенной пленки жидкости внутри сопла и исследования структуры течения газочапельного потока за срезом сопла в вакууме. Схема рабочего участка с системами подачи и измерения расходов жидкости и газа показана на рис. 1. Управление системами подачи жидкости и газа осуществляется с помощью компьютера через специально разработанный восьмиканальный блок управления. В установку подавался сжатый воздух с давлением 0,1 ÷ 1,0 МПа. Модельное сопло устанавливалось внутри вакуумной камеры вертикально, выходная часть сопла была направлена вниз. Рабочая жидкость (этанол) подавалась в форкамеру сопла через кольцевой зазор шириной 0,1 мм. Одновременно

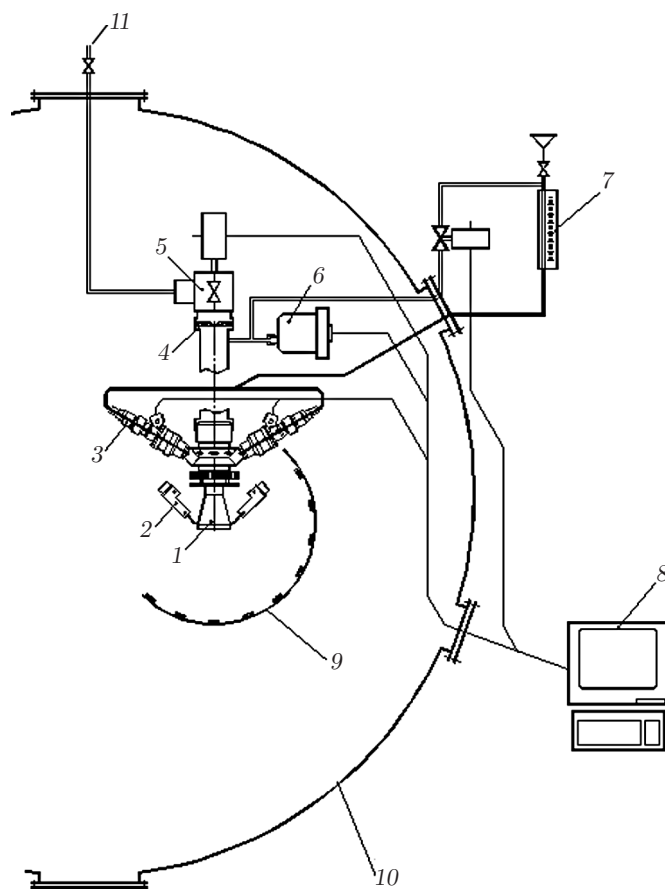


Рис. 1. Схема рабочего участка:

1 — сопло, 2 — емкостные датчики, 3 — форсунки, 4 — расходная диафрагма, 5 — электромагнитный клапан, 6 — датчик давления, 7 — мерная емкость, 8 — блок управления и система сбора данных, 9 — каркас для крепления бумажных подложек, 10 — вакуумная камера, 11 — входная магистраль

через сопло продувался рабочий газ, в качестве которого использовался воздух. Эксперименты проводились в импульсном режиме. Характерное время истечения составляло 5 с, при этом время установления процесса истечения составляло менее 1 с. Выбор этанола в качестве рабочей жидкости обусловлен тем, что он достаточно точно моделирует свойства гептила, используемого в ЖРДМТ в качестве топлива и для создания охлаждающей пленки на стенке сопла.

В экспериментах с использованием развитых методик проводились измерения следующих параметров:

- давления газа в магистрали подачи, форкамере сопла, вакуумной камере (с помощью датчиков давления типа Varatron);

- суммарного и мгновенного расходов жидкости (с помощью мерной емкости и видеосъемки с последующим покадровым анализом записи);

- толщины и скорости пристенной пленки жидкости внутри сопла (с помощью зондов емкостного типа);

- углового распределения капельной фазы за срезом сопла (путем осаждения на бумажные подложки и с использованием метода спектрофотометрии для получения количественных данных о массе капельной фазы и ее суммарном расходе в струе);

- температуры формирующейся на внешней поверхности сопла пленки жидкости (с помощью малогабаритных датчиков Texas Instruments LM-50).

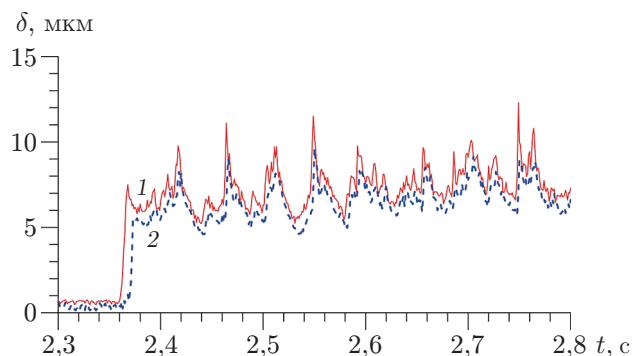


Рис. 2. Зависимость от времени толщины пленки этанола, измеренной при $Re_{gas} = 1,3 \cdot 10^5$, $Re_{liq} = 8,8$ двумя последовательными датчиками, расположенными выше (1) и ниже (2) по потоку

Кроме того, визуализировалась структура течения капельной фазы за срезом сопла с последующим определением функций распределения капель по размерам, направлениям и скоростям (с использованием подсветки галогенными лампами и полупроводниковым лазером).

Эксперименты проводились в достаточно широких диапазонах значений расходов жидкости (чисел Рейнольдса пленки Re_{liq}) и газа (чисел Рейнольдса Re_{gas} и Вебера We). Получены достаточно полные данные о параметрах пристенной пленки жидкости при взаимодействии со спутным газовым потоком внутри сопла и структуре течения в струе за сверхзвуковым соплом при истечении в вакуум.

3. Результаты исследований и их анализ. Рассмотрим наиболее характерные результаты экспериментальных исследований.

3.1. Взаимодействие пристенной пленки жидкости со спутным газовым потоком внутри сопла. В рассматриваемых условиях вследствие высоких (сверхзвуковых) скоростей спутный газовый поток должен оказывать очень сильное динамическое воздействие на пленку, вызывая срыв и унос капель с межфазной поверхности. Формально это обусловлено большими значениями числа Вебера ($We > 100$), реализующимися в экспериментах.

Использование емкостных датчиков позволило получить достаточно полную информацию о волновых характеристиках пленок, их локальных параметрах (толщине и скорости), а также количестве жидкости, срываемой с поверхности пленки и уносимой спутным газовым потоком. На рис. 2 приведена зависимость толщины пленки от времени, зарегистрированная двумя емкостными датчиками, расположенными последовательно на стенке сопла. Отчетливо виден момент прихода пленки жидкости на “верхний”, а затем на “нижний” датчики. Также видно, что пленка имеет четко выраженную волновую структуру с относительно большой частотой (для данного режима течения временной масштаб колебаний составляет порядка 40 мс) и амплитудой волн, сравнимой с толщиной пленки. Волны имеют крутой фронт, за ним следует пологая часть, по поверхности которой движутся более мелкие волны (рябь).

Результаты анализа записей сигналов с датчиков показывают, что количество срываемой и уносимой спутным газовым потоком жидкости может достигать 50 % ее начального расхода, а характерные скорости движения пристенной пленки жидкости в выходном сечении сопла составляют 1,5 м/с. Таким образом, основным результатом этой части исследований являются знание предыстории течения пленки внутри сопла и определение параметров пленки в выходном сечении сопла, что имеет большое значение для анализа поведения пристенной пленки на выходной кромке сопла и возникающей за срезом сопла

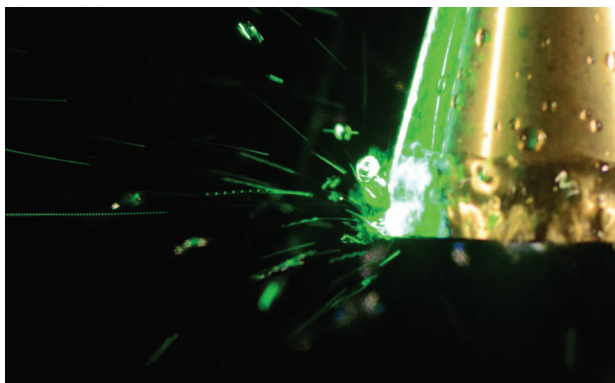


Рис. 3. Истечение пристенной пленки этанола из сопла в вакуум

газочапельной структуры течения. Методика и результаты исследования взаимодействия пристенной пленки жидкости с высокоскоростным потоком воздуха внутри сверхзвукового сопла подробно описаны в [5].

3.2. Поведение пленки жидкости на выходной кромке сопла. Результаты проведенных экспериментов показывают, что на выходной кромке сопла часть пристенной пленки жидкости взрывообразно диспергируется на капли, а оставшаяся часть выходит на внешнюю поверхность сопла и начинает подниматься вверх, преодолевая силу тяжести. Таким образом, возникает обратный (загрязняющий) газочапельный поток. Это подтверждает рис. 3 (полученный с использованием подсветки галогенными лампами и “лазерного ножа”), на котором показан процесс истечения пристенной пленки жидкости из сверхзвукового сопла в вакуум.

Появление обратных потоков капельной фазы обусловлено возникновением на выходной кромке сопла течения Прандтля — Майера, в котором предельный угол разворота газового потока относительно оси сопла превышает 90° . По-видимому, именно этот разворачивающийся газовый поток блокирует пристенную пленку на выходной кромке и приводит к возникновению возвратного движения пленки по внешней поверхности сопла. Данный эффект наиболее существенно проявляется в экспериментах со звуковым соплом (трубкой) [7]. Следует отметить, что возвратное течение пристенной пленки жидкости по внешней поверхности сопла возникает только при истечении в вакуум и при повышении внешнего давления (в рассматриваемом случае при $p > 1000$ Па) исчезает [8].

3.3. Предельная температура охлаждения пленки. Поскольку давление насыщенных паров жидкости (этанола) в пленке, образовавшейся на внешней поверхности сопла, существенно, на несколько порядков, превышает давление в окружающем пространстве (вакуумной камере), пленка жидкости начинает испаряться и ее температура понижается. Результаты проведенных с помощью малогабаритного малоинерционного датчика температуры LM50 измерений показывают, что пленка охлаждается до температуры, при которой давление насыщенных паров жидкости становится близким к давлению в вакуумной камере. Соответствующие результаты измерений приведены на рис. 4 для двух значений давления в вакуумной камере. Полученные результаты показывают, что возможности практических приложений испарительных систем охлаждения можно расширить путем изменения давления в испарителе.

3.4. Функции распределения капель по размерам, направлениям и скоростям. С использованием техники “лазерного ножа” в режиме стробоскопической подсветки получены функции распределения капель по размерам, направлениям и скоростям. Эти измерения удалось провести только в периферийной, включая обратные потоки, области течения капельной фазы, где капли имеют относительно большие размеры и низкую скорость (рис. 5).

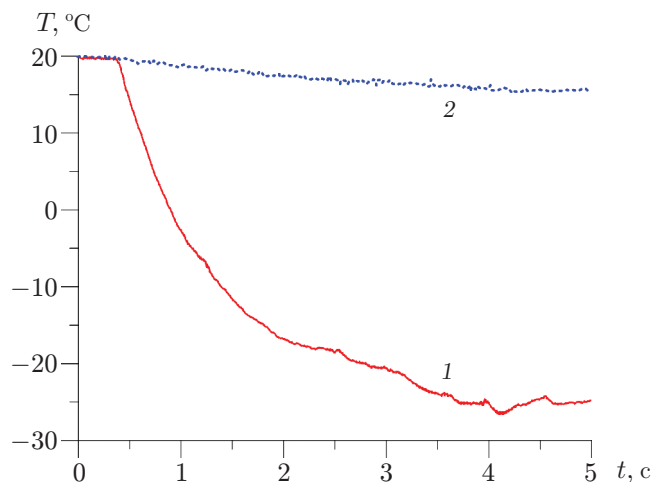


Рис. 4. Зависимость температуры пленки этанола на внешней поверхности сопла от времени при истечении в вакуум (1) и в атмосферу (2)

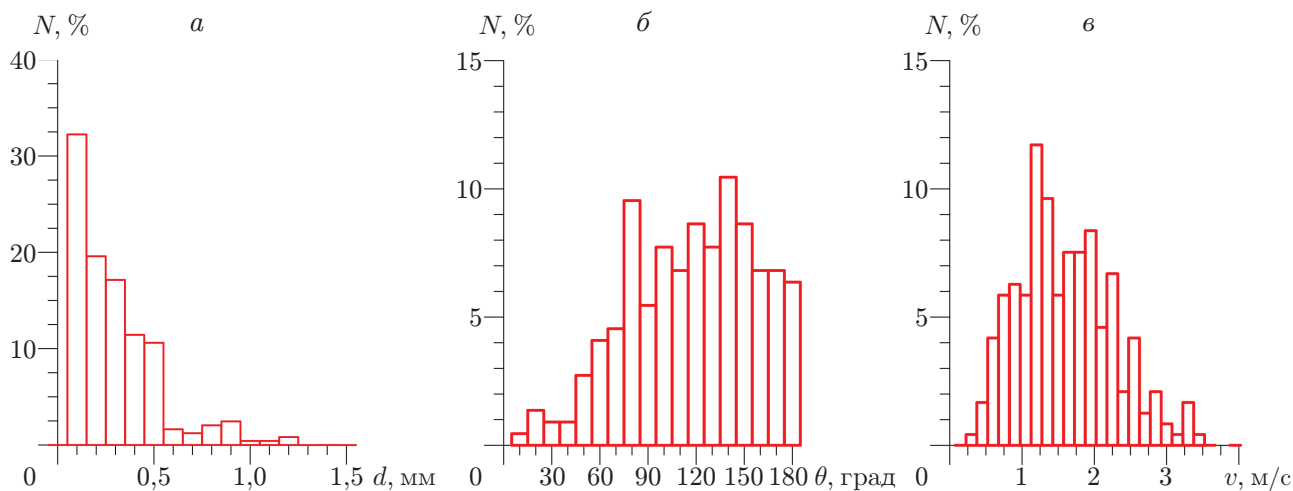


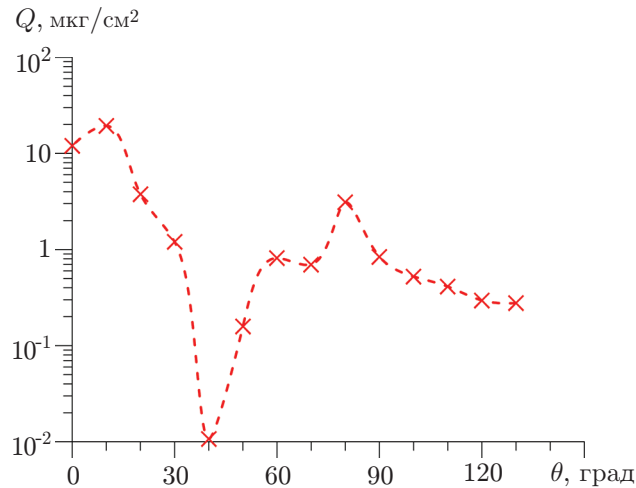
Рис. 5. Распределения капель за срезом сопла:
а — по размерам, б — по направлениям, в — по скоростям

Видно, что функции распределения имеют максимумы, наиболее вероятный угол разлета каплей приблизительно равен 140° , наиболее вероятный размер каплей $d = 100$ мкм, наиболее вероятная скорость каплей $v = 1,3$ м/с. Эти результаты коррелируют с полученными данными о скоростях пристенных пленок и волн на поверхности вблизи выходного сечения сопла.

3.5. *Структура течения капельной фазы за срезом сопла.* Поскольку взаимодействие спутного газового потока с пристенной пленкой жидкости внутри сопла сопровождается срывом и уносом каплей с межфазной поверхности, за срезом сопла наряду с периферийной должна формироваться центральная приосевая область течения капельной фазы. Для получения угловых распределений капельной фазы во всей области течения в струе за соплом разработана методика осаждения каплей на бумажные подложки, устанавливаемые на сферическом (“прозрачном” для потока) каркасе с центром на оси среза сопла. Маркером количества осевших каплей служила оставшаяся после их испарения масса не сублимирующегося в вакууме родамина марки бЖ, который использовался в качестве



Рис. 6. Бумажная подложка после проведения эксперимента

Рис. 7. Зависимость удельной массы красителя от величины угла θ

красителя модельной жидкости. После эксперимента подложки извлекались из камеры и обрабатывались на спектрофотометре ПЭ-5400ВИ для получения количественных данных об угловом распределении массы жидкости. Детально методика описана в [9]. На рис. 6 показан характерный вид бумажной подложки после проведения эксперимента. Отчетливо видно наличие двух областей течения капельной фазы: центральной (при $\theta < 35^\circ$) и периферийной (при $\theta > 45^\circ$). На рис. 6 центральная область течения окрашена равномерно, это может свидетельствовать о том, что капли мелкие, в то время как в периферийной области течения видны следы отдельных капель. Таким образом, при истечении пристенной пленки жидкости со спутным газовым потоком из сверхзвукового сопла в вакуум за срезом сопла возникает пространственно-неоднородная структура течения капельной фазы, включающая центральную и периферийную области, условия возникновения которых и локальные характеристики капель в которых существенно различаются. Центральная область формируется за счет срыва и уноса капель с поверхности пленки внутри сопла, их дальнейшего дробления и ускорения спутным газовым потоком. Периферийная область течения капельной фазы образуется вследствие распада пристенной пленки на выходной кромке и внешней поверхности сопла под действием как несущего газового потока, так и фазового взрыва. Именно в этой области формируются обратные потоки капель, приводящие к загрязнению поверхностей космических аппаратов и космических станций. Зависимость удельной массы красителя Q от величины угла приведена на рис. 7. Суммирование массы красителя позволило определить общую массу жидкости, осевшей на подложках, и сравнить ее с начальным расходом жидкости. Различие составляет менее 10 %, что свидетельствует о приемлемой погрешности измерений по предложенной методике.

3.6. *Газодинамические защитные устройства.* Поскольку цель настоящей работы заключается в обосновании и разработке рекомендаций по уменьшению обратных, загрязняющих, потоков факелов ДЮ, исследовались специальные газодинамические защитные устройства (ГЗУ), устанавливаемые на выходную часть сопла. Основное требование, предъявляемое к этим устройствам, состоит в уменьшении обратных загрязняющих потоков без изменения тяговых характеристик ДЮ. Проведены модельные эксперименты

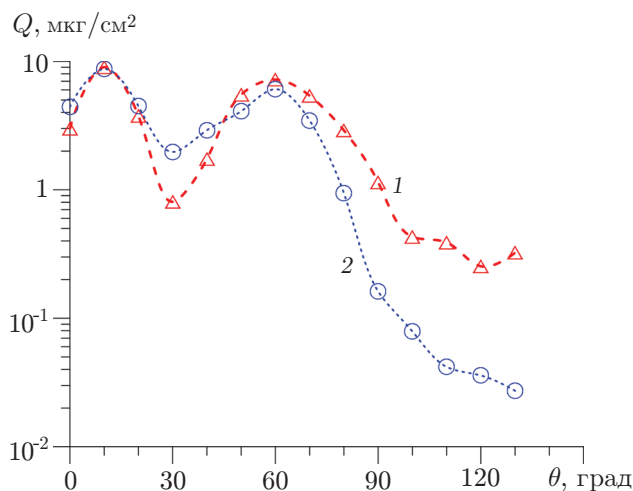


Рис. 8. Угловое распределение капельной фазы (удельная масса красителя Q) за срезом сопла в отсутствие экрана (1) и с одиночным экраном (2)

с различными вариантами ГЗУ. Показано, что при установке даже одного экрана величина обратных потоков существенно уменьшается (рис. 8). Видно также, что установка экрана не оказывает влияния на прямые потоки (центральная часть струи), но приводит к существенному уменьшению обратных потоков из периферийной части струи. Подробно моделирование ГЗУ и их исследование в натуральных космических экспериментах описано в работе [2]. Заметим, что результаты проведенных на МКС натуральных космических экспериментов подтверждают корректность проведенных модельных экспериментов, а применение ГЗУ позволило существенно, на несколько порядков, уменьшить загрязнение внешней поверхности МКС.

Заключение. Результаты моделирования струй двигателей ориентации Международной космической станции позволили получить достаточно полную информацию о взаимодействии сверхзвукового спутного потока газа с пристенной пленкой жидкости внутри сверхзвукового сопла и при истечении в вакуум, а также объяснить причины появления обратных потоков капельной фазы, разработать газодинамические защитные устройства для радикального снижения уровня загрязнения внешних присопловых поверхностей МКС факелами двигателей ориентации. Разработанные методы диагностики пристенной пленки жидкости, движущейся со спутным газовым потоком внутри сопла, и газочапельного потока при истечении в вакуум представляют самостоятельный интерес и могут быть использованы при исследовании различных газожидкостных течений.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Афанасьев И.** Коварная “Кромка” // Новости космонавтики. 2004. № 4. С. 15–16.
2. **Герасимов Ю. И., Ярыгин В. Н.** Газодинамические защитные устройства для двигателей ориентации космических аппаратов и орбитальных станций. Концепция, модельные и натурные эксперименты // Физ.-хим. кинетика в газ. динамике. 2016. Т. 17, № 4. [Электрон. ресурс]. Режим доступа: <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-4/articles/671/>.
3. **Герасимов Ю. И.** Параметры подобия задачи о взаимодействии свободно расширяющейся струи с пластиной // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1981. Т. 10, № 2. С. 169–173.

4. Герасимов Ю. И., Горчакова Н. Г., Палопеженцев С. А., Ярыгин В. Н. Моделирование в вакуумных камерах параметров течения струй большой нерасчетности // Тр. 9-й Всесоюз. конф. по динамике разреженных газов, Свердловск, 23–25 июня 1987 г. Свердловск: Урал. политехн. ин-т, 1988. Т. 3. С. 144–151.
5. Ярыгин В. Н., Приходько В. Г., Ярыгин И. В., Назаров А. Д. Межфазное трение и массообмен при истечении газа из сопла с пристенной пленкой жидкости в вакуум // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 6. С. 759–768.
6. Приходько В. Г., Храмов Г. А., Ярыгин В. Н. Крупномасштабная криогенно-вакуумная установка для исследования газодинамических процессов // Приборы и техника эксперимента. 1996. № 2. С. 162–164.
7. Ярыгин В. Н., Приходько В. Г., Ярыгин И. В. Особенности формирования и испарения пристенных пленок жидкостей при истечении из сопла в вакуум // ПМТФ. 2018. Т. 59, № 5. С. 39–47.
8. Yarygin V. N., Prikhodko V. G., Yarygin I. V., Vyazov Yu. N. Near-wall liquid film ejection with co-current gas flow from nozzle into vacuum // Vacuum. 2014. V. 109. P. 401–404.
9. Prikhodko V. G., Yarygin I. V., Vyazov Yu. N. Spectrophotometry technique for droplet phase spatial distribution measurements in gas-droplet flow behind a supersonic nozzle in a vacuum // Interfac. Phenomena Heat Transfer. 2019. V. 7, iss. 2. P. 105–111.

*Поступила в редакцию 1/VI 2020 г.,
после доработки — 1/VI 2020 г.
Принята к публикации 29/VI 2020 г.*
