

УДК 533.6.011

## **Газодинамика космических кораблей и орбитальных станций (обзор)**

**В.Н. Ярыгин<sup>1</sup>, Ю.И. Герасимов<sup>2</sup>, А.Н. Крылов<sup>2</sup>, Л.В. Мишина<sup>2</sup>,  
В.Г. Приходько<sup>1</sup>, И.В. Ярыгин<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН,  
Новосибирск*

<sup>2</sup>*РКК “Энергия” им. С.П. Королёва, Королёв Московской обл.*

Email: yarygin@itp.nsc.ru

Представлен обзор совместных исследований, выполненных за последние 30 лет в РКК “Энергия” им. С.П. Королева и в Институте теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН по проблеме газодинамического и загрязняющего воздействий выхлопных факелов двигателей ориентации и систем дозаправки компонентами топлива на космические корабли и космические станции.

**Ключевые слова:** космические аппараты, двигатели ориентации и управления, выхлопные факелы, процессы загрязнения, моделирование в вакуумных камерах.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Исторически активное формирование научной тематики и научных коллективов первых институтов Сибирского отделения Академии наук СССР, включая Институт теплофизики (с 1994 г. полное название — Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН (ИТ СО РАН)), совпало с выдающимися достижениями нашей страны в освоении космоса — запуском первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 года и полетом Ю.А. Гагарина 12 апреля 1961 года. Одно из таких новых научных направлений ИТ СО РАН — динамика разреженных газов — сформировалось и получило активное развитие под руководством молодого ученого, ныне академика РАН А.К. Реброва.

Уже в 1964 году была введена в строй первая вакуумная установка ВС-2 [1], на которой были отработаны основные принципиальные вопросы получения и диагностики сверхзвуковых течений разреженного газа (плазменный подогрев газа, методы криоконденсационной откачки, измерения локальных параметров потока методом электронного пучка). В 1973 году был введен в строй вакуумный газодинамический комплекс Института теплофизики СО АН СССР, состоявший из четырех газодинамических стендов различного назначения, включая генератор молекулярного пучка [2].

Интерес к исследованию сверхзвуковых струйных течений малой плотности возник в послевоенные годы под влиянием развития авиационной и ракетно-космической техники, а с середины 60-х годов прошлого столетия в динамике разреженных газов радикально расширились глубокие физические исследования и их приложения к различным новейшим технологиям. Сюда можно отнести изучение релаксационных процессов и их роли в формировании градиентных течений в соплах и струях, процессов разделения газов и изотопов, неравновесных химических и плазмохимических реакций, неравновесного излучения, первичных актов конденсации, образования и испарения кластеров, аэрозолей, получение ультрадисперсных порошков и композитов, пленок, функциональных покрытий и т. д. Краткий обзор результатов исследований, выполненных в ИТ СО РАН в этих направлениях, можно найти в [3].

В то же время следует подчеркнуть, что появление новых проблем и концепций в освоении космоса сохранило значение традиционного направления динамики разреженных газов для теплофизического и аэрогазодинамического обоснования космических аппаратов (КА) — космических кораблей (КК) и орбитальных станций (ОС). Поскольку проведение исследований в натуральных условиях очень дорого и не всегда возможно, основное внимание уделяется численному и экспериментальному моделированию.

В работе представлен обзор совместных исследований, выполненных за последние 30 лет в ракетно-космической корпорации “Энергия” им С.П. Королёва (РКК “Энергия”) и в ИТ СО РАН, по проблеме газодинамического и загрязняющего воздействий выхлопных факелов двигателей ориентации (ДО) и систем дозаправки компонентами топлива ОС на космические корабли и космические станции.

Обзор состоит из трех частей. В первой части представлены результаты исследований структуры течения составных струй, во второй и третьей — результаты исследования причин и способов уменьшения загрязнения внешней поверхности Международной космической станции струями ДО и магистралей дозаправки компонентами топлива в процессе продувок.

## 1. ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТАВНЫХ СТРУЙ

Основными исполнительными органами систем ориентации и маневров КК, ОС и верхних ступеней ракет являются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ). К этому классу отнесены двигатели с тягой от 5 до 4000 Н. В качестве топлива в них используются самовоспламеняющиеся компоненты — азотный тетраоксид (амил) и несимметричный диметилгидразин (гептил). Температура газа в камере сгорания составляет около 3000 К при давлении  $(6-10) \cdot 10^5$  Па. Для защиты стенок камеры сгорания и сверхзвукового сопла от высокотемпературных продуктов сгорания создается пристенная пленка топлива (в основном гептила). Эти двигатели работают в импульсных режимах, и при включении двигателя выбрасываемая из сопла в космос сверхзвуковая горячая струя продуктов сгорания создает тягу управления ориентацией или маневрированием КА. Оказавшиеся в поле течения струй элементы конструкции КА подвергаются силовому, тепловому и физико-химическому воздействию [4–7]. К таким элементам относятся: корпус КА, панели солнечных батарей, приборы и антенны системы навигации и ориентации, а также радиаторы и тепловая изоляция активной и пассивной систем терморегулирования. Количество двигателей на КА может достигать 30–40, при этом схемы их расположения весьма многообразны. Взаимодействие струй с корпусом КА и между собой приводит к возникновению сложной структуры течения, включающей области свободного и вторично расширения, скачки уплотнения и т. п. Структура таких струй, называемых часто составными, и является предметом исследований.

### Постановки исследований и вопросы моделирования струй двигателей космических аппаратов

При постановке экспериментов по моделированию натуральных струй двигателей КА возникают вопросы о выборе условий моделирования по параметрам сверхзвукового сопла — геометрии, числа Маха, рода газа, его температуры и расхода или давления торможения. Обычно стараются воспроизвести натурные значения числа Маха ( $M_a$ ) и отношение удельных теплоемкостей ( $\gamma$ ). Если с воспроизведением чисел Маха нет особых сложностей, то воспроизвести в модельном эксперименте натурное значение  $\gamma$  для высокотемпературных продуктов сгорания весьма проблематично. В этой ситуации целесообразно перейти к интегральным характеристикам струй, истекающих в вакуум. В наших исследованиях принята концепция моделирования по характерному углу расширения струи  $\theta_+$ , определяемому через относительный импульс струи  $\bar{J}$  [8,9]:

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

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

где  $\bar{J} = J_a / G V_{\max}$ ,  $J_a$ ,  $G$ ,  $V_{\max}$  — импульс газа на срезе сопла, расход и максимальная скорость газа в струе соответственно,  $M_a$  — число Маха,  $\gamma$  — отношение удельных теплоемкостей.

При таком подходе в эксперименте необходимо воспроизвести величину относительного импульса ЖРДМТ комбинацией  $\gamma$  и  $M_a$ . В рамках этой модели распределение плотности газа в свободно расширяющейся струе идеального газа (при  $\bar{r} = r / r_a > 10$ ) определяется зависимостью:

$$\frac{\rho}{\rho_0} \approx \frac{0,21(\gamma - 1)^{0,5}}{\bar{F} \bar{r}^2 \theta_+^2} \exp(-0,5 \bar{\theta}^2), \quad (3)$$

где:  $\bar{\theta} = \theta / \theta_+$ ,  $r$  и  $\theta$  — координаты полярной системы,  $\rho_0$  — плотность газа в форкамере,  $\bar{F} = (r_a / r_*)^2$  — степень расширения сопла,  $r_a$  и  $r_*$  — радиусы выходного и критического сечений сопла, соответственно.

В работе [8] было показано, что ~95–99 % от суммарного расхода струи идеального газа истекает внутрь конуса с величиной полуугла раствора  $\theta \approx 3 \theta_+$ , что придает параметру  $\theta_+$  реальный физический смысл.

Поскольку при свободном расширении газа в вакуум его скорость достигает предельного значения, то распределение плотности, по сути, определяет силовое и тепловое воздействие факела ДО на попадающие в поле течения элементы конструкции КК. Поэтому при проведении экспериментальных исследований вопросам измерения плотности было уделено особое внимание. С другой стороны, плотность газа очень чувствительна к протеканию неравновесных процессов (в первую очередь гомогенной конденсации и колебательной релаксации) как в сопле, так и в струе за ним. В качестве примера на рис. 1, а, б показано влияние температуры торможения на относительную плотность в струях Ag, N<sub>2</sub> и CO<sub>2</sub> за сверхзвуковым соплом (точки — эксперимент, линии — расчет) [10].

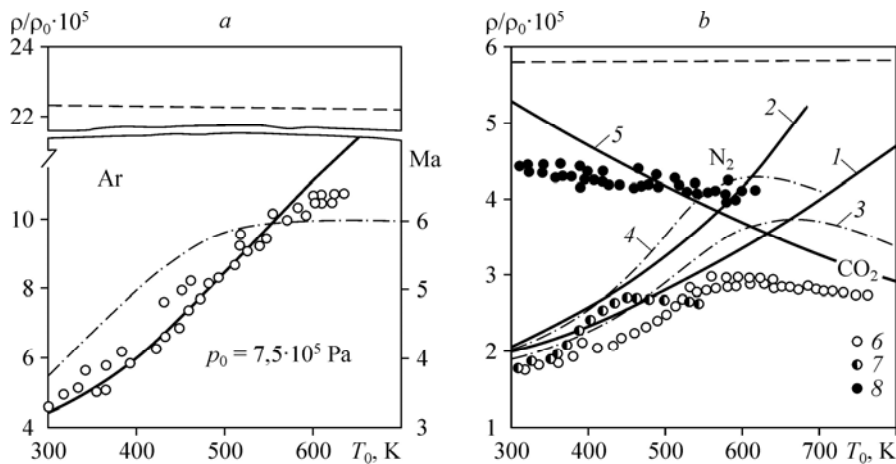


Рис. 1. Влияние температуры торможения на относительную плотность в фиксированной точке  $X/r_a = 41,4$  на оси струй Ar (a),  $N_2$  и  $CO_2$  (b) за соплом  $\bar{F} = 16$ .

$$P_0 = 3 \cdot 10^6 \text{ (6), } 7,5 \cdot 10^5 \text{ (7, 8) Па.}$$

Для Ar основным процессом, влияющим на изменение относительной плотности, является гомогенная конденсация газа в сопле и в струе за ним. Это влияние, как видно из рис. 1, a, может быть очень существенным: для условий данного эксперимента относительная плотность примерно в 7 раз отличается от соответствующих изоэнтропических значений, примерно в 2 раза уменьшается число Маха на срезе сопла.

Для  $CO_2$ , см. рис. 1, b, кроме конденсации на относительную плотность в струе влияет также колебательная релаксация. Совместное влияние гомогенной конденсации (1, 2) и колебательной релаксации (5) приводит к появлению максимума на зависимости относительной плотности (3, 4) от температуры торможения.

С использованием введенного выше понятия характерного угла расширения струи  $\Theta_+$  было проведено обобщение экспериментальных результатов по распределению полного давления в струе и геометрии сильно недорасширенных струй.

Важный вывод, который следует из проведенных исследований, состоит в том, что с помощью неравновесных процессов можно управлять распределением параметров в струях. Такой подход существенно расширяет возможности моделирования выхлопных факелов ДО в вакуумных камерах.

### Экспериментальное оборудование и вопросы диагностики

Для проведения исследований по газодинамике КК и ОС необходимы вакуумные установки, обладающие большой производительностью – порядка  $10^3 \text{ м}^3/\text{с}$  на уровне давлений 0,1 Па. Обеспечить такие характеристики в непрерывных режимах работы установки возможно только с использованием криоконденсационной откачки, а в импульсных квазистационарных режимах — только за счет объема рабочей камеры. В экспериментах были реализованы оба варианта. Как отмечалось выше, в 1973 году был введен в строй вакуумный газодинамический комплекс ИТ СО РАН, описание которого можно найти в работе [11]. Два вакуумных стенда этого комплекса ВС-3 и ВС-4 были оснащены криогенными насосами на уровне азотных и гелиевых температур, что обеспечило уникальные возможности проведения исследований по моделированию факелов многосопловых компоновок ДО.

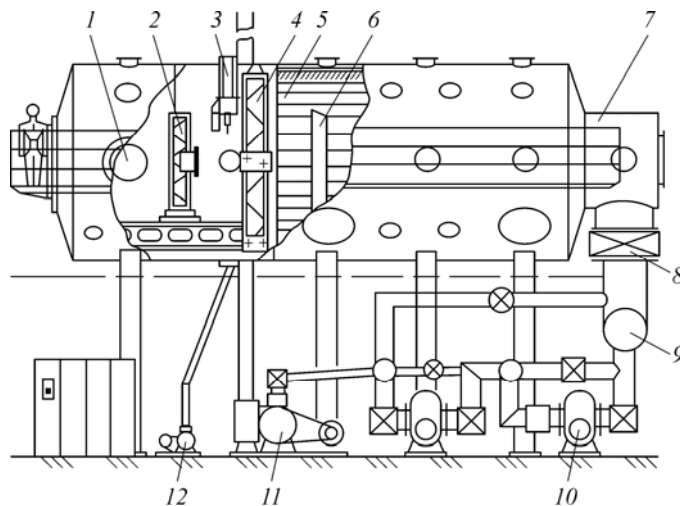


Рис. 2. Схема газодинамической установки «Викинг».

1 — люк, 2 — координатный механизм, 3 — электронная пушка, 4 — кольцо с опорными площадками, 5 — система криогенной откачки, 6 — отражатель, 7 — переходник, 8 — затвор Ду-1200, 9 — трубопровод, 10 — роторные насосы, 11 — насос НВЗ-500, 12 — агрегат АВЗ-20.

В 1985 году в ИТ СО РАН была введена в строй крупномасштабная вакуумная газодинамическая установка «Викинг» (рис. 2), существенно расширившая возможности проведения фундаментальных и прикладных исследований в потоках разреженного газа. Достаточно большой объем рабочей камеры (около  $150 \text{ м}^3$ ) обеспечивает широкие возможности для работы в импульсных режимах, которые были реализованы при проведении модельных экспериментов с большими расходами газа, недостижимыми при работе установки в непрерывном режиме. Описание установки можно найти в работе [12].

Принципиально важным при постановке исследований по моделированию струй ДО является вопрос о выборе методов диагностики. Традиционные методы, такие как, например, датчик полного напора, малоэффективны из-за необходимости введения поправок (в первую очередь на разреженность), некоторая неточность которых влечет за собой погрешность, зачастую превышающую измеряемую величину. Наиболее информативным оказался метод электронного пучка. Основная идея метода состоит в спектральном анализе излучения, возникающего при прохождении пучка быстрых электронов (с энергией порядка 20 кэВ) через исследуемую среду. Метод обладает хорошим пространственным разрешением (порядка  $1 \text{ мм}^3$ ) и позволяет определять такие параметры как плотность, парциальные концентрации компонентов, температуры внутренних степеней свободы и т. д. [11]. Для целей настоящей работы важно, что кроме измерений плотности, метод электронного пучка позволяет также визуализировать структуру течения [13]. Кроме экспериментальных исследований, проводились также расчеты невязкого газа для различных вариантов рассматриваемой задачи с использованием программы AeroShape-3D [14]. Здесь необходимо заметить, что как в натуральных условиях, так и в условиях проведенных экспериментов роль эффектов вязкости и разреженности в формировании структуры течения за блоком сопел, в целом, конечно, существенна. Тем не менее, проведенные расчеты течения даже в невязкой постановке позволили лучше интерпретировать и обобщить результаты экспериментов [15, 16].

### Схемы компоновок ДО, структура и параметры течения в составных струях

Можно выделить следующие основные схемы расположения ДО относительно корпуса КК: двух-, трех- и четырехблочные компоновки. Рассмотрим последовательно результаты исследований по моделированию структуры течения в составных струях за ДО КК.

#### Составная струя за двумя двигателями

В процедурах управления движением в автономном полете и при стыковках-расстыковках космических кораблей используются режимы одновременной работы двух ракетных двигателей малой тяги. В частности, такие режимы реализованы в проектах кораблей типа «Союз» и «Прогресс», которые доставляют на Международную космическую станцию (МКС) сменные экипажи, оборудование и грузы.

Типовая схема размещения таких двигателей на КК показана на рис. 3. Для торможения активного корабля перед стыковкой с ОС включаются два двигателя (1 и 2 (см. рис. 3)), которые установлены по разные стороны от корпуса корабля 5. При их работе в результате взаимодействия струй с поверхностью КК, а затем и между собой, реализуется структура течения, представленная в общем виде на рис. 4 [16]. Здесь выделены области свободного расширения струй 1, зоны вторичного расширения 2 за скачками уплотнения  $S_1$  и приосевая зона взаимодействия струй 3, ограниченная скачками уплотнения  $S_2$ .

В настоящее время структура течения при взаимодействии двух струй без центрального тела достаточно хорошо изучена (см., например, работу [17] и библиографию к ней). Наличие центрального тела приводит к необходимости учета влияния весьма многочисленных (таких, как  $L_k$ ,  $R_k$ ,  $\alpha$ ,  $\varphi_w$ ,  $h$ ) геометрических параметров модели (см. рис. 3), что несколько усложняет анализ и обобщение результатов исследований. Введение в рассмотрение характерного угла расширения струи  $\theta_+$  позволяет перейти от указанных пяти геометрических параметров задачи к трем угловым параметрам, характеризующим: положение в расширяющейся струе края корпуса модели —  $\bar{\theta}_k = \theta_k / \theta_+$  (рис. 4), положение оси сопла относительно продольной оси модели —  $\bar{\varphi}_X = \alpha / (3\theta_+ \cdot \bar{J}^{0,5})$  и относительно образующей корпуса модели —  $\bar{\varphi}_w = \varphi_w / (3\theta_+ \cdot \bar{J}^{0,5})$ . Эти три угловых параметра и были использованы при анализе и обобщении результатов исследований.

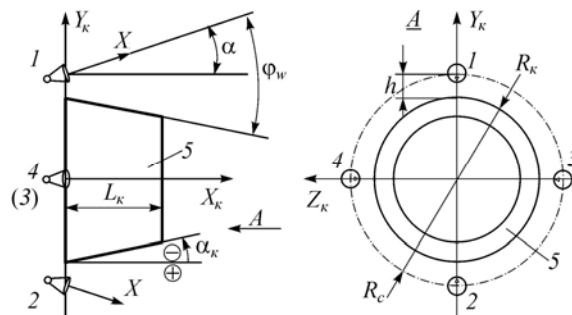


Рис. 3. Типовые схемы размещения двух (1, 2) или четырех (1, 2, 3, 4) двигателей около корпуса КК (5).

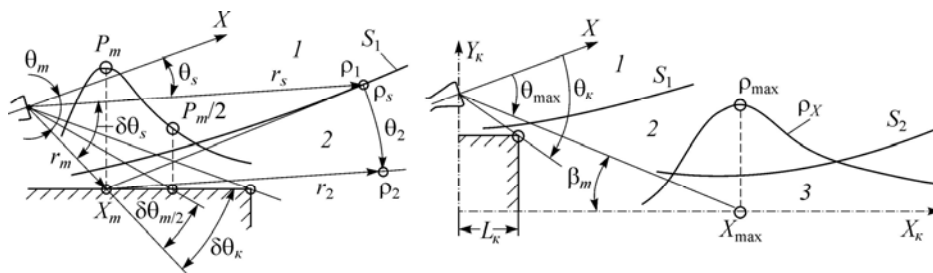


Рис. 4. Система угловых параметров задачи. Зоны свободного (1) и вторичного (2) расширения струи, зона взаимодействия струй (3).

В экспериментах (табл. 1) варьировались геометрические характеристики моделей  $R_k/h$ ,  $\bar{L}_k = L_k/r_a$  и параметры сопел по степени расширения  $\bar{F}$  (при размерах их критических сечений  $r_*$ , равных 0,25–0,6 мм) и по геометрическим характеристикам моделей  $R_k/h$ ,  $\bar{L}_k = L_k/r_a$  при  $\alpha_k = 0^\circ$ . Углы наклона осей сопел  $\alpha$  к продольной оси корпуса составляли  $15^\circ$  при высоте установки сопел над ним  $\bar{h} = h/r_a = 3$ . Для моделей без корпуса ( $\bar{L}_k = 0$ ) углы установки осей сопел относительно продольной оси блока  $\alpha$  были равны  $0^\circ$  и  $15^\circ$ , при значениях  $\bar{h}$  от 1,5 до 28.

В качестве рабочих газов использовались Ar, N<sub>2</sub> и CO<sub>2</sub>. Для устранения конденсации CO<sub>2</sub> подогревался до температуры  $\approx 600$  К. Для получения больших расходов газа при низких давлениях в вакуумной камере использовалась азотная и гелиевая криооткачка. Значения числа Рейнольдса, определенного по параметрам газа в критическом сечении сопла  $Re_*$ , соответствовали диапазону от  $0,5 \cdot 10^5$  до  $0,9 \cdot 10^5$ . Значения числа  $Re_L = Re_*/\sqrt{P_0/P_n}$ , характеризующего эффекты вязкого взаимодействия струй с окружающим газом лежали в диапазоне от 7 до 15. Здесь  $P_0$  и  $P_n$  — давления в форкамере сопла и в вакуумной камере соответственно.

В экспериментах с использованием электронно-пучковой диагностики измерялись продольные и поперечные распределения плотности, а также осуществлялась визуализация структуры поля течения.

Таблица 1

Условия проведения модельных экспериментов для двухсопловых компоновок

Модель	Газ	$\bar{F}$	$\theta_+$	$\alpha$	$\bar{h}$	$\bar{L}_k$	$R_k/h$
1.7	N <sub>2</sub>	2,25	28,3°	15°	3	16	14
1.8	Ar	2,25	27°	15°	3	25	14
3.2	N <sub>2</sub>	20	19°	0	23,5	0	0
4.1	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	15°	28	0	0
4.2	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	15°	3	5	8,3
4.3	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	15°	3	7	8,3
4.4	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	15°	3	11	8,3
4.5	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	15°	3	19	8,3
4.6	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	15°	3	35	8,3
4.7	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	15°	3	70	8,3
4.10	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	0	1,5	0	0
4.11	CO <sub>2</sub>	16	23,1°	0	3	0	0
4.12	CO <sub>2</sub>	16	23,1	0	5	0	0

Результаты по распределениям относительной плотности газа вдоль продольных осей моделей  $X_k$  приведены на рис. 5, в поперечных сечениях при  $X_k = \text{const}$  — на рис. 6. Представленные данные показывают, что взаимодействие струй с корпусом КА и между собой приводит к образованию системы скачков уплотнения  $S_1$ ,  $S_2$ , за которыми плотность газа существенно увеличивается. Распределение плотности газа вдоль продольной оси компоновки имеет четко выраженный максимум (см. рис. 5). В поперечных сечениях (см. рис. 6) значения плотности за фронтом скачка  $S_1$  и в зоне взаимодействия струй, расположенной за фронтом скачка  $S_2$ , в несколько раз превышают уровни, которые реализуются в этих зонах в одиночной невозмущенной струе ( $I$ ).

С использованием введенных ранее трех безразмерных угловых параметров было проведено обобщение экспериментальных данных по положению скачка уплотнения  $S_1$  и распределению плотности за ним (зона вторичного расширения за кромкой корпуса). В рамках данного подхода положение скачка  $S_1$  ( $\bar{r}_s = r_s / r_m$ ) определяется зависимостью:

$$\bar{r}_s = \exp[2,3 \{A(\bar{\varphi}) D(\bar{\alpha}) B(\delta\bar{\theta}_s) + 0,06\}], \quad (4)$$

где: 
$$B(\delta\bar{\theta}_s) = 0,049\delta\bar{\theta}_s^3 + 0,047\delta\bar{\theta}_s^2 + 0,17\delta\bar{\theta}_s, \quad (5)$$

$$A(\bar{\varphi}) = 1 + 1,1\bar{\varphi}, \quad (6)$$

$$D(\bar{\alpha}) = 1, \text{ при } \bar{\alpha} \geq 1,4 \text{ (длинная пластина),}$$

$$D(\bar{\alpha}) = 1 + (1,4 - \bar{\alpha}) \text{ при } \bar{\alpha} < 1,4, \quad (7)$$

$$\bar{\alpha} = \delta\theta_k / \delta\theta_{m/2},$$

$\delta\theta_{m/2} / \theta_+ = 0,84 - 0,4\bar{\varphi}$  — угловое положение на оси симметрии пластины точки со значением давления  $P_w = P_m / 2$ , (см. рис. 4). При этом угловое положение

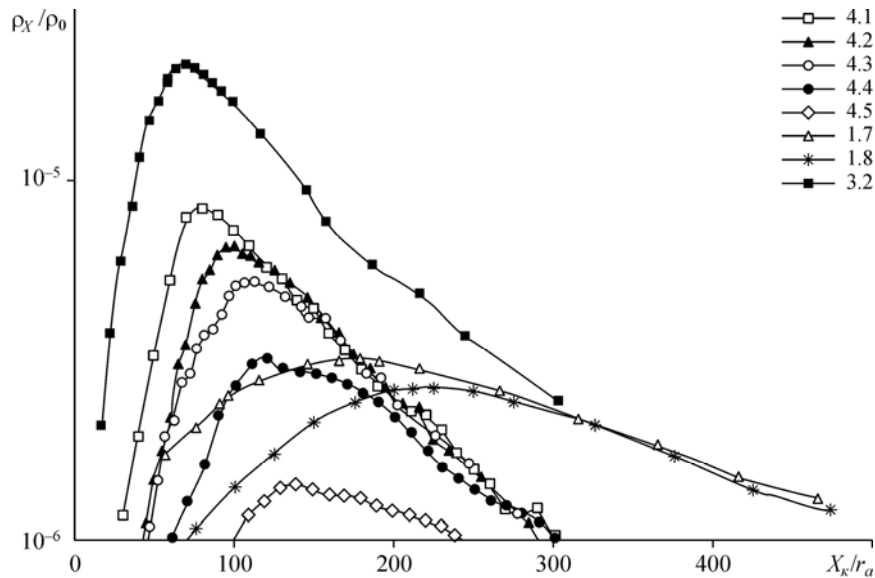


Рис. 5. Изменение плотности газа вдоль продольных осей моделей (обозначения соответствуют номерам экспериментов в табл. 1).



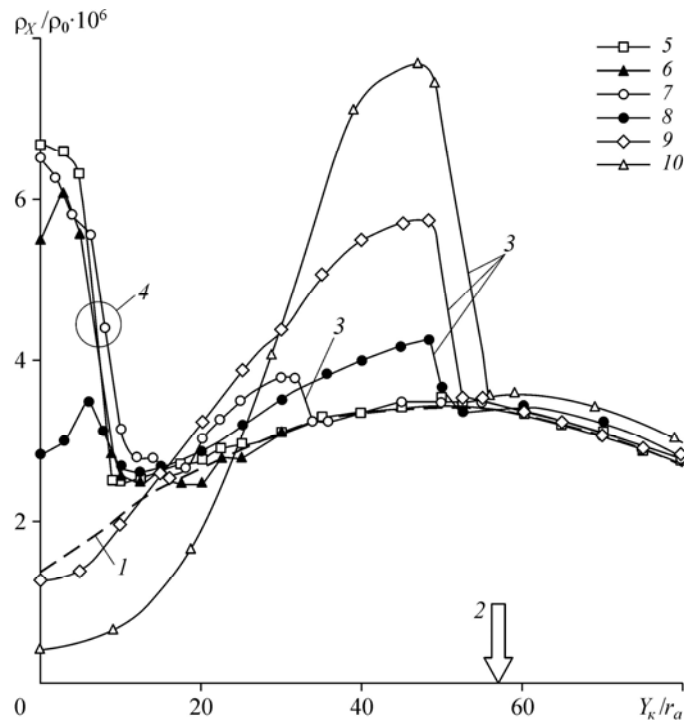


Рис. 6. Изменение плотности газа в сечении  $\bar{X}_k = 110$ , 1 — одиночная струя, 2 — положение оси сопла, 3 — фронт скачка  $S_1$ , 4 — зона скачка  $S_2$ , остальные обозначения соответствуют номерам моделей в табл. 1: 5 — 4.1, 6 — 4.2, 7 — 4.3, 8 — 4.4, 9 — 4.5, 10 — 4.6.

максимума в распределении давления на пластине определяется зависимостью  $\bar{\theta}_m = 0,84 + 1,16 \bar{J} + 1,8 \bar{\varphi}$ .

Выражения (6) и (7) определяют положение в струе фронта скачка в зависимости от угла установки сопла относительно пластины (корпуса) и ее длины.

Для зоны вторичного расширения за кромкой корпуса получено, что изменение плотности газа  $\bar{\rho}_2 = \rho_2 / \rho_s$  вдоль дуги окружности с радиусом  $r_2$  в зависимости от угла  $\theta_2$  (см. рис. 4) описывается выражением:

$$\bar{\rho}_2 = \exp[-2,3 \cdot (\bar{\theta}_2 / \Delta^4)^2], \quad (8)$$

в котором значение параметра  $\Delta = 0,25(\delta \bar{\theta}_s - 0,84 \delta \bar{\theta}_k + 0,96)$  зависит от положения края пластины (корпуса) в принятой системе координат.

Вид формулы, отражающей изменение плотности газа на фронте скачка  $\bar{\rho}_s = \rho_s / \rho_1$ , получен методом “сшивания” на фронте скачка  $S_1$  решений (3) и (8), полученных для зон течения 1 и 2, в интегральном уравнении расхода газа через контрольную поверхность единичной ширины, расположенную поперек струи в плоскости симметрии (рис. 7):

$$\bar{\rho}_s \approx \frac{0,1 [1,25 - 0,9 \bar{\theta}_s] r_1}{\Delta^4 \exp[-0,5 \bar{\theta}_s^2] r_2 K_s} \cdot 1. \quad (9)$$

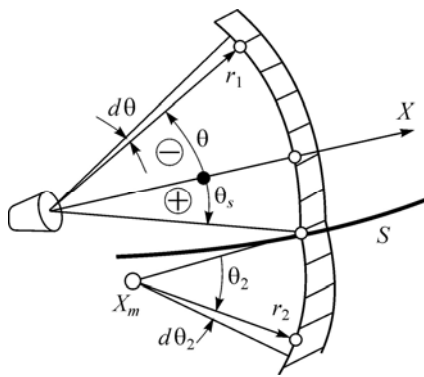


Рис. 7. Положение контрольных поверхностей.

При получении зависимости (9) скорости газа в обеих областях принимались равными максимальным, при этом считалось, что изменяют значения только компоненты скорости, которые лежат в плоскости симметрии поля течения.

Входящий в (9) коэффициент  $K_s(\Delta) \approx 0,8-1,6$ , был определен по результатам экспериментов (рис. 8).

Что касается положения скачка  $S_1$  в плоскости, перпендикулярной оси сопла, то по фотографиям поперечных сечений струй было получено, что величина радиуса скачка  $R_s$  с погрешностью  $\sim 15\%$  определяется зависимостью:  $R_s = 20 r_s \theta_+ / (1 + 1,1 \delta \bar{\theta}_s A(\bar{\varphi}) D(\bar{\alpha}))$ .

Рассмотрим теперь результаты по распределению плотности в зоне взаимодействия двух струй.

На рис. 9 в качестве примера приведена электронно-пучковая визуализация структуры течения в поперечных сечениях для модели с центральным телом (эксперимент 4.5). Более светлые зоны на фотографиях соответствуют большим значениям плотности газа. Видно, что взаимодействие струй с корпусом КК приводит к нарушению осесимметричного характера распределения плотности в струях.

Увеличение длины корпуса КК приводит при прочих равных условиях к уменьшению плотности в зоне столкновения струй, а положение максимума смещается вниз по течению. На рис. 9 видно, что смыкание двух струй происходит в сечении  $\bar{X}_k \approx 110$ , и положение максимума в этом эксперименте ( $\bar{L}_k = 19$ ) (см. рис. 5) определяется координатой  $\bar{X}_k \approx 130$ , а в эксперименте 4.1 ( $\bar{L}_k = 0$ ) положение максимума в распределении плотности соответствует координате  $\bar{X}_k \approx 70$ .

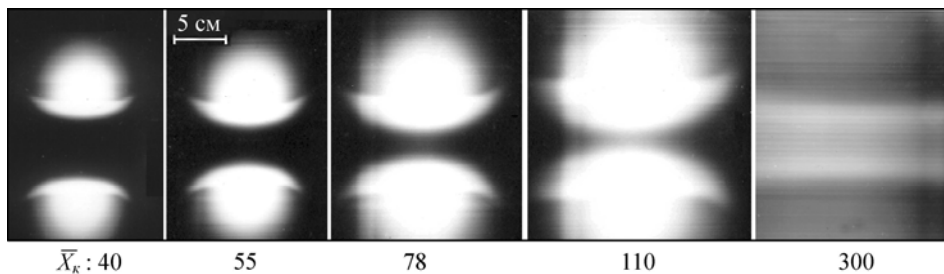


Рис. 9. Визуализация структуры течения с центральным телом (эксперимент 4.5).

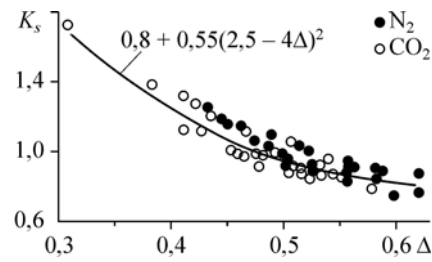


Рис. 8. Экспериментальные значения корректирующего коэффициента.

По результатам численных исследований [16] было установлено, что для составной струи без центрального тела угловое положение максимума плотности  $X_{\max}$  на оси компоновки с погрешностью не более 20 % определяется зависимостью:

$$\bar{\theta}_{\max} \approx 0,658 + \gamma (\gamma - 1)^{0,5} + 1,87 \cdot \bar{\varphi}_X. \quad (10)$$

При этом значение максимума  $\rho_{\max}$  с погрешностью не хуже 18 % определяется зависимостью:

$$\rho_{\max} / \rho_1 \approx 10,5 \cdot (\gamma (\gamma - 1)^{0,5})^{-1} \sin \beta_m, \quad (11)$$

где  $\rho_1$  — плотность газа в этой точке в невозмущенной струе, а  $\beta_m$  — угол между линией тока (лучом из центра среза сопла) и осью  $X_\kappa$  (см. рис. 4).

На рис. 10 представлены результаты обобщения экспериментов данной работы и экспериментов работы [17] с использованием зависимостей (10) и (11). Можно видеть, что результаты экспериментов и расчетов при значениях  $X_\kappa / X_{\max} > 2$  (в дальнем поле взаимодействия струй) сходятся в единую зависимость, которую с погрешностью не более 20 % можно представить в виде  $\rho_x / \rho_{\max} \sim 1 / (X_\kappa / X_{\max})^2$ . По результатам проведенных экспериментов полученная зависимость определена до значений  $X_\kappa / X_{\max} \sim 50$ . В ближнем поле взаимодействия струй при  $X_\kappa / X_{\max} < 2$  результаты экспериментов настоящей работы и работы [17] расслаиваются по значениям параметра  $Re_L$ .

Для струй за блоком сопел с центральным телом результаты обобщения экспериментальных данных по распределениям плотности вдоль оси компоновки, а также по положению фронта скачка уплотнения  $S_2$ , являющегося границей области взаимодействия двух струй, представлены на рис. 11. Эти данные были

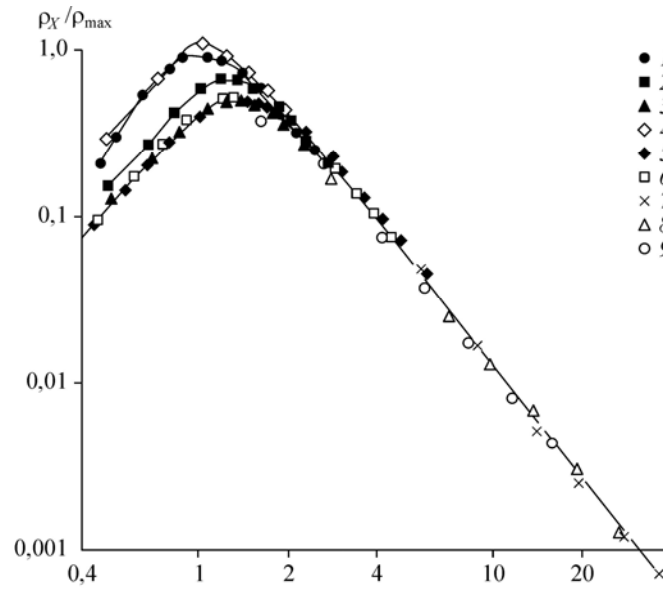


Рис. 10. Результаты экспериментов в зависимости от  $X_\kappa / X_{\max}$ : 1, 2 и 3 — результаты [17] для  $Re_L = 48, 10$  и 5; 4 — расчетные данные AeroShape-3D (средние значения по ширине зоны взаимодействия) для условий [17]; остальные обозначения соответствуют номерам модельных экспериментов в табл. 1: 5 — 3.2, 6 — 4.1, 7 — 4.10, 8 — 4.11, 9 — 4.12.

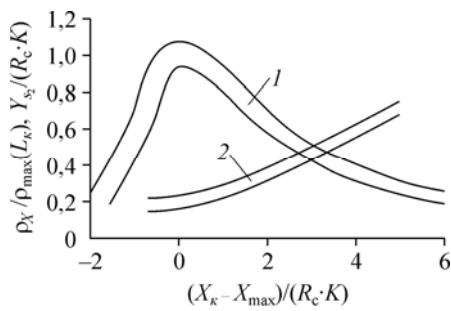


Рис. 11. Экспериментальные данные по распределению плотности газа вдоль оси компоновки (1) и положению фронта скачка  $S_2$  (2).

аппроксимированы степенными зависимостями, справедливыми в исследованных диапазонах режимных параметров ( $\bar{\varphi}_X = \bar{\varphi}_w = 0,235$ ,  $\bar{\theta}_K \leq 1,8$ ), а  $K = K(\bar{\theta}_K) \geq 1$  — масштабный коэффициент [16].

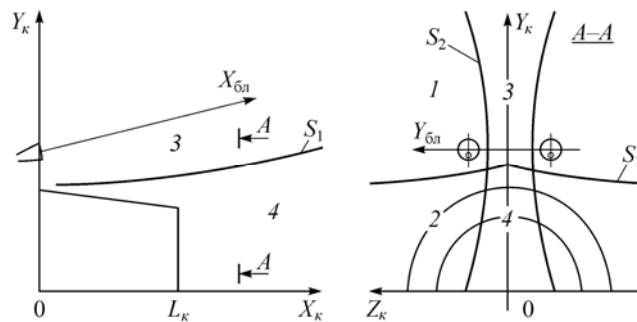


Рис. 12. Схема установки сопел и области течения.

Практический интерес представляет схема взаимодействия с корпусом КК составной струи, истекающей из двух близко расположенных сопел (рис. 12).

Здесь плотность газа в зонах течения 1, 2 и 3 определяется: по формуле (3) (зона 1), по зависимостям, полученным при исследовании полей течения в зоне вторичного расширения (зона 2), и по зоне взаимодействия двух струй (зона 3). В зоне вторичного расширения взаимодействующих струй (зона 4) плотность газа определяется перемножением коэффициентов изменения плотности за скачками  $S_1$  и  $S_2$ . Результаты расчета, полученные таким методом, хорошо согласуются с полученными экспериментальными данными (рис. 13).

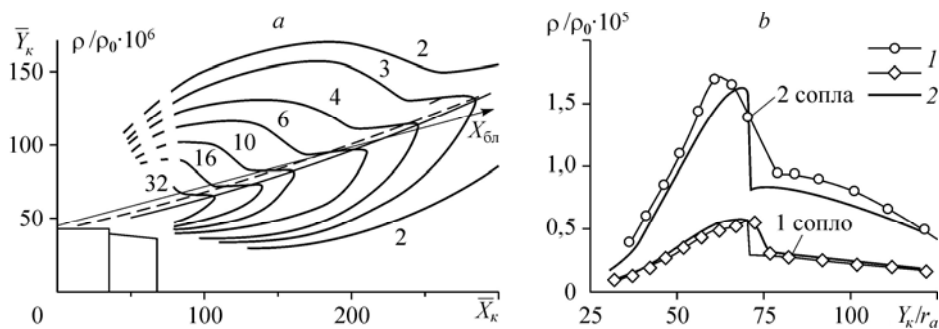


Рис. 13. Результаты экспериментов с двумя соплами. *a* — разнос сопел в блоке  $2\bar{h} = 6$  (2 сопла,  $\bar{F} = 20$ ,  $N_2$ ). Сравнение экспериментальных (1) и расчетных (2) данных в сечении  $\bar{X}_K = 130$  для вариантов работы одного и двух сопел (b).

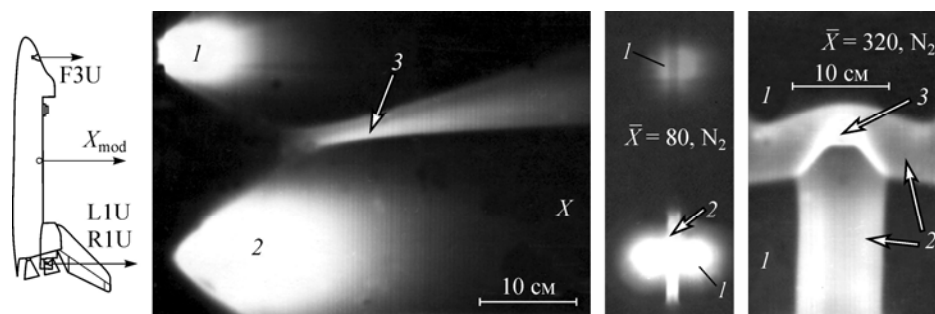


Рис. 14. Структура поля течения для модели 3.2 — Space Shuttle.  
Зона свободной струи (1), зоны взаимодействия двух (2) и трех (3) струй.

### Составная струя за тремя двигателями

Такая схема реализуется при стыковках орбитального корабля “Space Shuttle” с ОС “Мир” и с МКС, при этом один двигатель расположен в носовой части корабля F3U, а два — по левому L1U и правому R1U бортам в кормовой части. На рис. 14 представлена электронно-пучковая визуализация структуры течения для такой компоновки двигателей.

Видно, что течение носит довольно сложный характер, особенно его ударно-волновая структура. Здесь реализуются схемы взаимодействия каждой струи с двумя другими (зоны 2), а в центральной части поля течения образуется зона взаимодействия трех струй (3) с многократным увеличением в ней плотности газа относительно ее значений в зонах свободного расширения струй (1). При этом увеличение плотности в зоне взаимодействия (3) с удовлетворительной точностью определяется произведением коэффициентов увеличения плотности, вычисляемых по данным рис. 10 для парных взаимодействий струй двигателей F3U+L1U (или R1U) и L1U+R1U.

### Составная струя за четырьмя двигателями

Такая схема была реализована при стыковке КК «Аполлон» и «Союз» (1975 г.). В настоящий период эта схема реализуется при отделении спутников типа «БелКА» от разгонной ступени «Днепр», а также при стыковке с МКС европейского транспортного корабля ATV. Схема установки двигателей (1, 2, 3, 4) приведена на рис. 3, а условия проведения модельных экспериментов — в табл. 2. На рис. 15 представлена электронно-пучковая визуализация структуры течения,

Таблица 2

Условия проведения модельных экспериментов  
для четырехсопловых компоновок

Модель	Газ	$\bar{F}$	$R_k/h$	$L_k/r_a$	$\alpha_k$
1.1	CO <sub>2</sub>	30	3,3	23,8	0
1.2	N <sub>2</sub>	20	14	35	0
1.5	N <sub>2</sub>	9	14	25	0
2.1	N <sub>2</sub>	9	14	25	8°
2.2	N <sub>2</sub>	9	14	25	-7°
2.3	CO <sub>2</sub>	30	3,3	23,8	8°
2.4	CO <sub>2</sub>	30	3,3	23,8	-7°
2.5	N <sub>2</sub>	20	14	14	10°

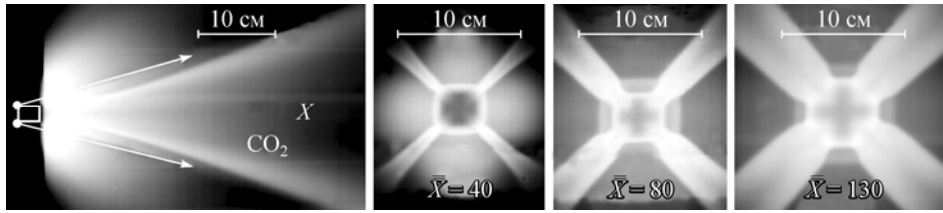


Рис. 15. Визуализации волновой структуры поля течения в эксперименте с моделью 1.1.

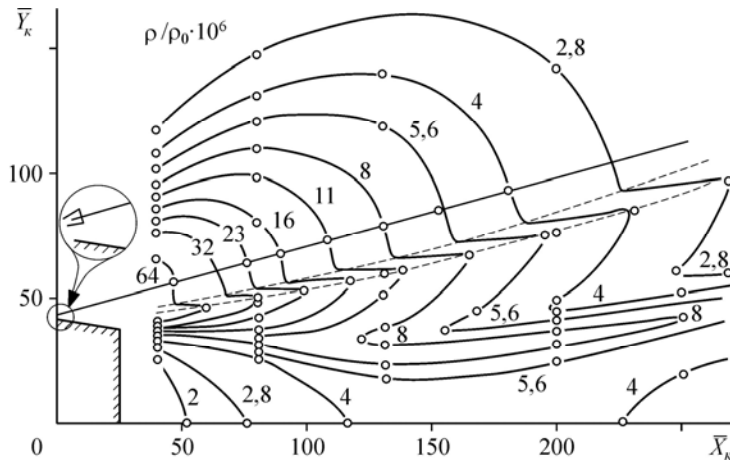


Рис. 16. Поле плотностей (изохоры), эксперименты с моделью 2.2.

а на рис. 16 — поле плотностей (изохоры) для эксперимента 2.2 (см. табл. 2). Общая структура течения для четырехсопловой компоновки показана на рис. 17. Видно, что над корпусом образуются 4 скачка уплотнения  $S_1$ , струи из соседних по окружности сопел взаимодействуют между собой с образованием скачков уплотнения  $S_2$  и областей течения 3.

В зонах взаимодействия соседних струй, лежащих внутри контура фронтов скачков  $S_1$ , образуются области течения 4. Смыкание границ соседних струй  $B$  приводит к образованию замкнутой от внешних условий центральной области течения. За срезом корпуса образуется циркуляционная зона возвратных потоков, а в следе образуется интерференционная область 5. Границами зоны 5 служат скачки уплотнения  $S_{5-2}$ , образующиеся при интерференции скачков  $S_2$  в плоскостях

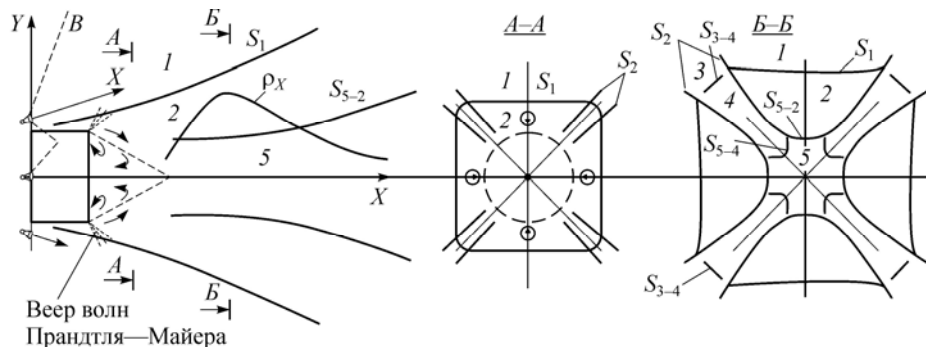


Рис. 17. Структура поля течения составной струи за срезом корпуса КА с 4-сопловой компоновкой ДО.

$Y = 0$  и  $Z = 0$ , и скачки  $S_{5-4}$ , разделяющие зоны течения 4 и 5. Распределение плотности газа вдоль продольной оси компоновки  $\rho_X$  имеет четко выраженный максимум, а значения плотности в скачках уплотнения  $S_{5-2}$  в 2-3 раза превышают уровни, которые реализуются в невозмущенных зонах течения струй.

Следует отметить, что в плоскостях симметрии  $X_K OY_K$  волновые структуры полей течений газа, истекающего из двух и четырех сопел имеют сходный вид (см. рис. 4 и 17). Однако положение скачков  $S_2$  и  $S_{5-2}$  центральных зон взаимодействия (соответственно зоны 3 и 5 на этих рисунках), а также положения максимумов плотности газа и их величин отличаются друг от друга. Оказалось, что для четырехсопловой компоновки положение максимума плотности на оси компоновки ( $X_{m5}$ ) зависит от характера взаимодействия между собой струй, истекающих из соседних по окружности сопел, в частности, от положения максимума плотности газа в зоне взаимодействия соседних струй  $X_{m2} (L_K = 0)$ .

По результатам исследований определена зависимость, которая в явном виде отражает влияние длины корпуса на положение максимума плотности на оси компоновки  $(X_{m5} - K_R \cdot X_{m2}) / R_c = f(L_K / R_K)$ . Влияние поперечного размера корпуса в этой зависимости по результатам экспериментов на моделях выражается значениями коэффициента  $K_R = 0,4(1 + 0,18(R_K / h))$ . Подробно результаты численных и модельных исследований задачи приведены в работе [15], где получены функции распределения плотности газа в области взаимодействия 5 вдоль и поперек оси  $X_K$ , также в обобщенном виде приводятся расчетные данные об изменении скорости газа в областях течения 2 и 5.

## 2. ЗАЩИТА ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ МКС ОТ ВРЕДНЫХ ВЫБРОСОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ

Поскольку используемые в ДО компоненты топлива являются токсичными, то возможное попадание оседающих на поверхности станции продуктов неполного сгорания внутрь станции на скафандрах космонавтов в сеансах их выхода в открытый космос представляет большую опасность.

Впервые на проблему загрязняющего воздействия струй ДО обратили внимание при эксплуатации космической станции МИР. В рамках натурального эксперимента «Двикон», проведенного на орбите в 1998 году, было установлено наличие загрязнений на различных участках внешней поверхности вокруг ДО станции МИР. Однако большое внимание проблеме загрязнения стали уделять только на МКС. Вопрос оказался настолько серьезным, что космонавтам были предписаны конкретные меры предосторожности при работе в открытом космосе [18].

С точки зрения постановки задачи по моделированию процессов загрязнения МКС струями ДО речь идет об истечении пристенной пленки жидкости со спутным газовым потоком из сверхзвукового сопла в вакуум. Конечно, речь может идти только о приближенном моделировании, даже если в вакуумной камере испытывается натуральный ДО. Вопрос становится еще более сложным, 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 возможно более полном воспроизведении определяющих параметров получить необходимую информацию о структуре течения и, в первую очередь, жидкокапельной фазы.

Как и ранее, параметры сверхзвукового сопла  $M_a$  и  $\gamma$  выбирались из условия сохранения характерного угла расширения струи  $\theta_+$  (или, что то же самое, относительного импульса струи  $\bar{J}$ ).

В настоящее время на Служебном модуле МКС установлены ДО с тягой около 140 Н. Согласно (2), относительный импульс струи этого двигателя ( $M_a \cong 4,3$ ,  $\gamma = 1,24$ )  $\bar{J}_н = 0,87$ . Тогда, исходя из принятого условия моделирования  $\bar{J}_м = \bar{J}_н$  и при использовании воздуха ( $\gamma = 1,4$ ) в качестве модельного газа, число Маха модельного сопла  $M_a = 2,94$ , что соответствует отношению диаметров выходного и критического сечений сопла  $D_a/D_* = 2$ . Остальные параметры модельного сопла — диаметр критического сечения, расходы газа и жидкости и другие — выбирались по условиям моделирования пристенной пленки жидкости и расходным возможностям экспериментальной установки.

Что касается критериев моделирования пристенной пленки жидкости, то в качестве них могут быть приняты параметры пленки в выходном сечении сопла — ее толщина  $\delta_ж$  и средняя скорость  $V_ж$ , либо толщина  $\delta_ж$  и величина касательного напряжения  $\tau$  на границе раздела газ/жидкость [19].

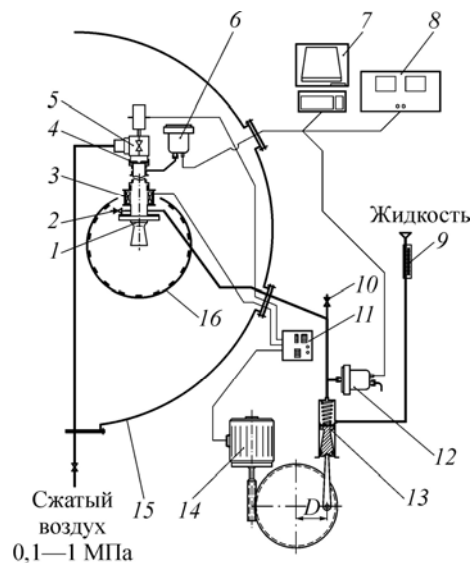
В экспериментах вместо натуральных компонентов топлива использовались модельные жидкости — этанол и фреон-11, являющиеся по физическим свойствам близкими к гептилу и амилу соответственно.

### Экспериментальное оборудование

Экспериментальные исследования проводились на вакуумной газодинамической установке “Викинг” ИТ СО РАН. Схема рабочего участка с системами подачи и измерения расходов жидкости и газа приведена на рис. 18.

Модельное сопло 1 устанавливалось внутри вакуумной камеры 15. Сопло при необходимости могло крепиться в любом положении (горизонтально, вертикально вверх или вниз).

Электромагнитный клапан 5 открывал подачу газа из магистрали через расходную диафрагму 4 в форкамеру сопла. Подача жидкости в сопло после открытия клапана 3 осуществлялась из гидравлического цилиндра 13. Для организации пристенной пленки жидкость в сопло подавалась через кольцевую щель шириной 0,1 мм. Расход регулировался изменением скорости движения поршня. Скорость движения поршня задавалась изменением расстояния  $D$  привода поршня, работающего от мотора 14. Расход жидкости определялся по изменению уровня в измерительной трубке 9. Штуцер 2 нужен для удаления воздуха из магистрали подачи, а клапан 10 — для сброса давления. Для измерения давления жидкости в магистрали и давления газа в форкамере сопла использовались датчики давления 12 и 6. Напряжение на датчики подавалось от источника питания 8, запись сигналов



записывались на компьютер 7.

Рис. 18. Схема рабочего участка.



от датчиков проводилась с помощью компьютера 7. Открытие и закрытие клапанов, а также включение привода гидроцилиндра осуществлялось от блока управления 11 по заданной программе.

Исследования проводились в импульсном режиме с характерным временем подачи 10 с. Начальное давление в вакуумной камере составляло около 0,1 Па, конечное (после запуска) могло увеличиваться на два порядка, в зависимости от условий эксперимента.

Рассмотрим вопросы диагностики пристенной пленки жидкости при ее движении внутри сопла, а также газокапельного потока за срезом сопла в вакууме. В экспериментах проводились измерения начального расхода жидкости для создания пристенной пленки жидкости, а также толщины и скорости пленки вблизи выходного сечения сопла. Измерения расхода жидкости проводились объемным способом — по уменьшению высоты столба жидкости в измерительной трубке 9 (рис. 18). Измерения толщины и скорости пристенной пленки проводились с помощью зондов емкостного типа [20]. Схема измерений приведена на рис. 19.

Использовались коаксиальные емкостные датчики с диаметром внешнего электрода 1,6 мм, внутреннего — 0,5 мм. Датчики были заделаны заподлицо с внутренней поверхностью сопла. Для измерения толщины пленки четыре датчика 1 располагались через 90° по периметру сопла на расстоянии 2 мм от выходной кромки сопла. Показания усреднялись по четырем зондам, что позволило повысить надежность и точность измерений толщины пленки. Для измерения скорости переднего фронта пленки и скорости волн на ее поверхности использовались два зонда — 1 и 2. Зонд 2 располагался на расстоянии 5 мм от зонда 1.

Основное внимание было уделено диагностике капельной фазы в газокапельном потоке, формирующемся за срезом сопла. В экспериментах визуализировалась структура течения капельной фазы, а также измерялось пространственное распределение капель с помощью трех методик — кварцевые микровесы, осаждение капель на бумажную подложку и спектрофотометрирование. Весьма подробно методические вопросы диагностики капель, в том числе трудности, связанные с быстрым испарением капель в вакууме, обсуждены и представлены в [21]. На примере истечения пристенной пленки жидкости со спутным газовым потоком из цилиндрической трубки диаметром 5 мм в вакуум были установлены особенности поведения пленки внутри трубки и на ее выходной кромке. Наиболее интересный результат этих исследований — необычное поведение пристенной пленки на выходной кромке трубки, а именно: ее разворот на 180°, выход на наружную поверхность трубки и движение по ней вверх даже против сил тяжести. В дальнейшем за срезом сопла формируется газокапельный поток, включающий две

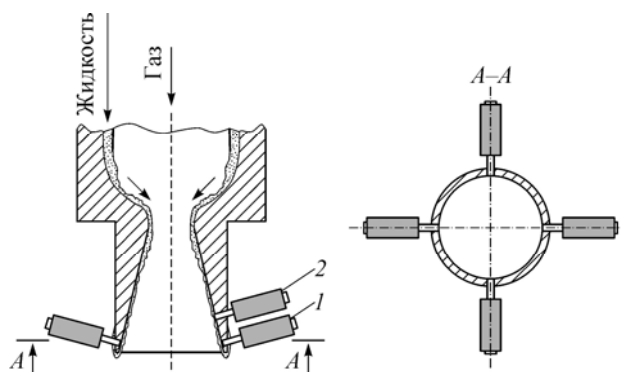


Рис. 19. Схема измерений толщины и скорости пленки жидкости.

существенно различные области течения капельной фазы — центральную и периферийную. Центральная формируется из капель, сорванных с поверхности пленки, периферийная — за счет распада пристенной пленки на выходной кромке сопла. Как показали экспериментальные исследования, качественно эти особенности имеют место и при истечении пристенной пленки из сверхзвукового сопла.

### Результаты экспериментов и их анализ

В условиях проведенных исследований газовый поток оказывает определяющее влияние на параметры пристенной пленки при ее движении внутри сопла. Взаимодействие спутного газового потока с пристенной пленкой сопровождается интенсивным волнообразованием, срывом и уносом капель с поверхности пленки. Наибольший срыв и унос капель имеет место в критическом сечении сопла, где число Вебера (отношение динамического напора газового потока к лапласову давлению) максимально и в наших условиях составляет  $We \approx 400$ . Зная начальный расход жидкости и измерив расход жидкости в пленке в выходном сечении сопла (по измерениям средней толщины и скорости пленки емкостными датчиками), можно определить количество жидкости, срываемой и уносимой спутным газовым потоком. Оказалось, что доля уносимой жидкости может достигать 70 %. В дальнейшем сорванные капли при движении в сверхзвуковой части сопла подвергаются дроблению и ускорению, образуя центральную область течения капельной фазы. Оставшаяся часть жидкости в виде пристенной пленки достигает среза сопла и распадается на капли с образованием периферийной области течения капельной фазы.

Принципиально важным при моделировании натуральных условий является вопрос о влиянии гравитации на параметры пленки в выходном сечении сопла. Для выяснения этого вопроса был поставлен специальный эксперимент, в котором в одном случае сопло располагалось вертикально вниз (обычная в экспериментах данной работы ориентация сопла), в другом — вертикально вверх. При этом все остальные условия проведения эксперимента сохранялись одинаковыми. Результаты измерений толщины пленки этанола для различных чисел Рейнольдса  $Re_{gas}$  показаны на рис. 20.

Видно, что хотя эксперимент “сопло вверх” дает систематически более высокие значения  $\delta_L$ , чем для эксперимента “сопло вниз”, различие относительно невелико (не более 20 %), что, по-видимому, можно считать приемлемым для моделирования столь сложных процессов.

Проведенные измерения толщины и скорости пленки позволили оценить величины касательного напряжения на межфазной границе  $\tau$ . Оказалось, что по порядку величины  $\tau \approx 50$  Па. Хотя полученная величина  $\tau$  представляется правдоподобной, истинные значения  $\tau$  для реальных ДО МКС неизвестны.

Обратимся теперь к результатам измерений пространственного распределения капельной фазы в газокapельном потоке за срезом сопла в вакууме. Эти измерения, как отмечалось, были получены

с использованием трех независимых методик. В этих экспериментах соответствующие датчики устанавливались на измерительном кольце 16

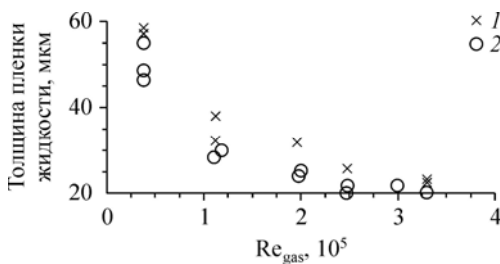


Рис. 20. Зависимость толщины пристенной пленки от числа Рейнольдса спутного потока и ориентации сопла.

Сопло вверх (1), вниз (2).

Рис. 21. Угловое распределение капельной фазы за соплом. Сверхзвуковое сопло,  $M=3$ .

1 — спектрофотометрирование, 2 — кварцевые микровесы, 3 — бумажные полоски.

(рис. 18), центр которого совпадал с центром выходного сечения сопла. Ширина кольца выбиралась минимально возможной, несколько миллиметров (чтобы не возмущать течение газовой фазы). Радиус кольца, равный 75 мм, был выбран из условий минимизации влияния гравитации на результаты измерений и необходимой точности измерений.

На рис. 21 представлены угловые распределения капельной фазы в газокапельном потоке, полученные по трем методикам. Хотя результаты по всем трем методикам качественно совпадают, наиболее достоверные данные дает методика спектрофотометрирования. Методика кварцевых микровесов не позволила провести измерения в присоединенной части струи из-за эрозионного разрушения датчика высокоскоростными, мелкодисперсными каплями. Бумажные полоски в центральной части струи дают некорректные результаты вследствие эффекта насыщения.

Анализ данных, приведенных на рис. 21, подтверждает отмеченный ранее факт возникновения в газокапельном потоке двух характерных областей течения капельной фазы — центральной (при углах примерно  $\pm 30^\circ$  относительно оси струи) и периферийной (при углах более  $40^\circ$ ). Из рис. 21 видно также, что в периферийной области течения капельной фазы имеется выделенное направление разлета капельной фазы при углах  $\approx 60^\circ$ , обусловленное, по-видимому, особенностями поведения пленки на выходной кромке сопла. Но наиболее важный, на наш взгляд, результат состоит в том, что все три методики показывают существование обратных потоков капельной фазы (показаны стрелкой). Именно они загрязняют присоединенную поверхность космической станции и их необходимо минимизировать. Для наглядности общая структура течения капельной фазы при истечении пристенной пленки из сверхзвукового сопла с газовым потоком в вакуум приведена на рис. 22.

Уменьшить обратные потоки капель можно с помощью специальных защитных устройств (экранов), устанавливаемых на выходную часть сопла. Схемные и конструктивные решения защитных устройств могут быть самыми разными и зависят от ряда факторов. Основные требования, предъявляемые к ним, — малый вес, надежная работа в условиях открытого космоса, отсутствие влияния на тяговые характеристики двигателя. Кроме того, необходимо учитывать конструктивные ограничения на сопла двигателей и их компоновку на космическом аппарате. В настоящей работе в качестве базового варианта был выбран экран с замкнутой донной полостью. Конструктивная схема экрана приведена на рис. 23. В форкамеру 1 подавался газ. В режимах истечения газа вместе с жидкостью последняя подавалась в кольцевой зазор между втулкой и стенкой форкамеры сопла. Экран 2 устанавливался вокруг сопла 3 и образовывал с ним полость, открытую

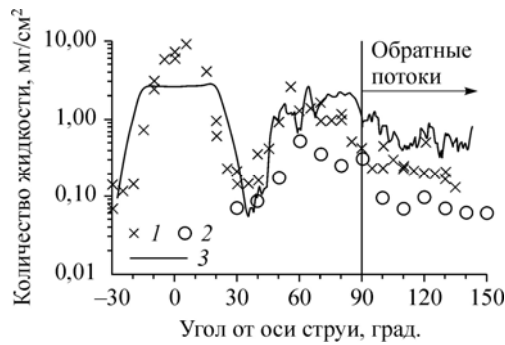
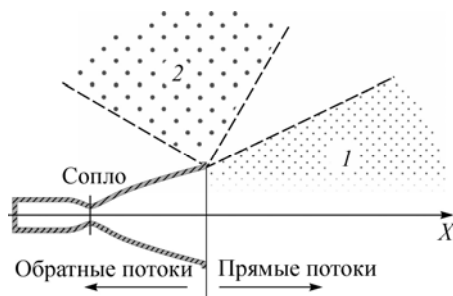


Рис. 22. Общая структура течения капельной фазы за соплом.

1 — центральная, 2 — периферийная области течения.

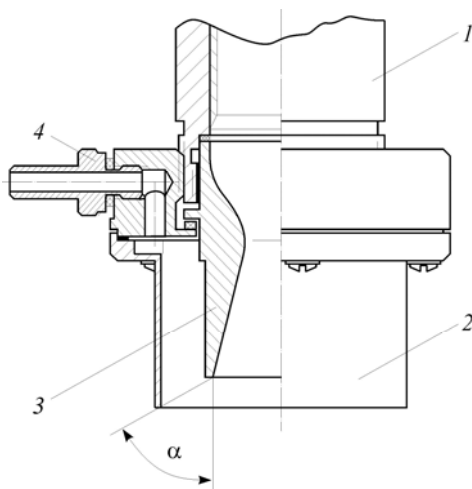


Рис. 23. Схема защитного экрана.

со стороны среза сопла. Трубка 4 соединяла межэкранную полость с датчиком давления. Меняя длину экрана, можно было изменять угол  $\alpha$ .

Результаты измерения давления в полости между соплом и экраном для разных  $\alpha$  (разных длин экрана) приведены на рис. 24. Можно видеть, что увеличение угла  $\alpha$  от  $30^\circ$  до  $90^\circ$  существенно, более чем на порядок, уменьшает величину давления в межэкранном пространстве. Отметим также, что максимальное значение давления в межэкранном пространстве

(примерно 440 Па) намного меньше расчетной величины статического ( $P_a \approx 2,9$  кПа) и полного ( $P'_0 \approx 34,7$  кПа) давлений в выходном сечении сопла в условиях проведенных экспериментов. Это означает, что присутствие такого экрана не должно оказывать заметного влияния на тяговые характеристики сопла.

Как показали проведенные экспериментальные и численные исследования, взаимодействие истекающего из сверхзвукового сопла газового потока с экраном сопровождается проявлением ряда физических явлений и процессов, таких как возникновение эжекторного эффекта, циркуляционного течения внутри экрана и др. Детали проведенных исследований можно найти в работе [22].

Наибольший интерес, конечно, представляют результаты исследований по влиянию экранов на величину обратных потоков капельной фазы. Сравнение угловых распределений капельной фазы за соплом без экрана и за соплом с экраном (с углом  $\alpha = 30^\circ$ ) приведено на рис. 25. Можно видеть, что установка экрана не влияет на распределение капельной фазы в центральной области течения, но изменяет структуру течения капельной фазы в периферийной области течения. При этом величина обратных потоков капель существенно уменьшается. Основной физической механизм влияния экрана состоит в уменьшении динамического воздействия газового потока на капли (уменьшении числа Вебера). По оценкам в условиях проведенных экспериментов число Вебера на срезе сопла составляет  $We \approx 200$ , а на выходной кромке экрана оно уменьшается более чем на порядок из-за сильного падения плотности газа при расширении в вакуум. Кроме того, часть жидкости во время запуска оседает на внутренней поверхности экрана и не участвует в формировании обратного потока. В дальнейшем в промежутках между запусками эта жидкость испаряется. Таким образом, как показали модельные эксперименты, экраны могут быть весьма эффективным способом уменьше-

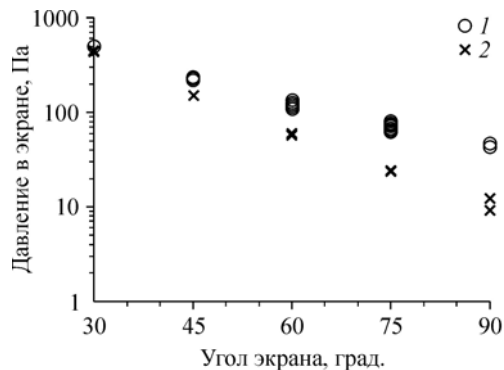
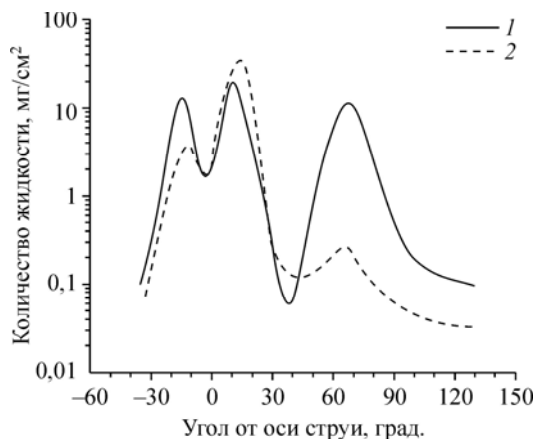


Рис. 24. Давление в полости между соплом и экраном.

1 — с жидкостью, 2 — без жидкости.

Рис. 25. Угловое распределение капельной фазы за соплом без экрана и за соплом с экраном.

1 — без экрана, 2 — с экраном.



ния загрязняющего воздействия струй ДО на внешнюю поверхность МКС.

По результатам проведенных исследований и рекомендаций в РКК «Энергия» им. С.П. Королева были разработаны и изготовлены защитные устройства, которые в дальнейшем были доставлены на МКС и в январе 2002

года космонавты Ю. Онуфриенко и Д. Берш во время выхода в открытый космос установили их на ДО служебного модуля (СМ) МКС. Несколько ранее, с середины 2001 года, на борту МКС начаты работы по программе космического эксперимента «Кромка 1». Одной из главных его задач было исследование в условиях реального полета эффективности работы защитных устройств, установленных на блоки ДО СМ. Для этой цели вблизи двигателей были установлены планшеты с образцами различных материалов. На первом этапе исследовалось осаждение на планшет загрязняющих фракций до установки защитного устройства, на втором этапе — после установки. В дальнейшем, после проведенных экспериментов, планшеты были демонтированы и возвращены на Землю. Фотографии возвращенных планшетов приведены на рис. 26 [7].

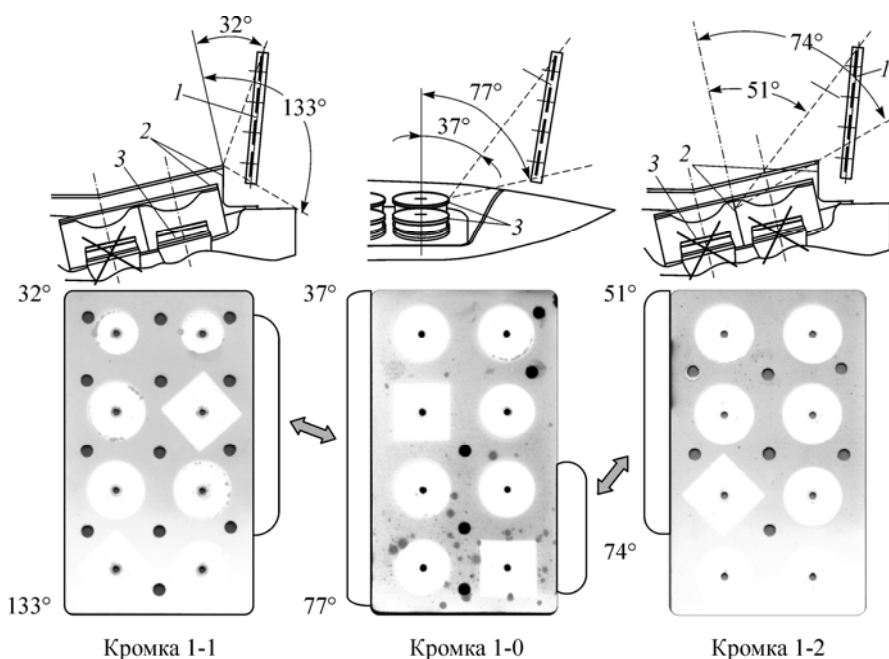


Рис. 26. Сравнительные данные по уровням загрязнения молекулярными кластерами и каплями продуктов неполного сгорания контрольных пластинок планшетов в космическом эксперименте (КЭ) без газодинамического защитного устройства (ГЗУ) («Кромка 1-0») и с ГЗУ («Кромка 1-1» и «Кромка 1-2»): 1 — контрольные пластины с образцами, 2 — экраны ГЗУ, 3 — двигатели ориентации, включавшиеся в период КЭ.

Можно видеть, что на центральном планшете (до установки защитных устройств) в его нижней части имеются довольно многочисленные следы капель (темные пятна различного размера), в то время как на левом и правом планшетах (после установки защитных устройств) в том же диапазоне углов следы капель отсутствуют. Далее была проведена обработка этих планшетов с целью определения химического состава и получения количественных данных по загрязнению струями ДО. Результаты исследований эффективности защитных устройств в натуральных условиях показали хорошую корреляцию с данными модельных экспериментов.

### **3. МОДЕЛИРОВАНИЕ НАТУРНОГО ПРОЦЕССА ПРОДУВОК МАГИСТРАЛЕЙ ДОЗАПРАВКИ КОМПОНЕНТАМИ ТОПЛИВА СЛУЖЕБНОГО МОДУЛЯ МКС**

Помимо ДО, источником загрязнения внешней поверхности МКС потенциально является система дозаправки станции компонентами топлива. После дозаправки топливных баков двигательных установок МКС осуществляется операция продувки магистралей окислителя и горючего. При этом в космос из магистралей выбрасывается весьма значительное количество (несколько литров) компонентов топлива. Выбрасываемые компоненты частично попадают на элементы конструкции орбитальной станции, приводя к их загрязнению.

Хотя физические процессы, сопровождающие выброс жидкости в вакуум, качественно понятны, проблема, ввиду ее сложности, не может быть решена чисто теоретическим путем. На данном этапе основное внимание было уделено постановке и проведению модельных экспериментов, что в свою очередь требует разработки и создания диагностических средств и методик, достаточно сильно отличающихся от традиционных, для исследований газовых потоков малой плотности. Основное требование, предъявляемое к таким методикам, состоит в возможности количественного измерения пространственного распределения жидкой фазы.

Основная цель данного этапа работы состояла в выработке на основе модельных экспериментов рекомендаций и предложений по уменьшению загрязнения поверхности МКС при продувке магистралей дозаправки СМ.

Как и ранее, в экспериментах вместо натуральных компонентов топлива использовались модельные жидкости — этанол (вместо горючего) и фреон-11 (вместо окислителя).

Выбор геометрических размеров (масштаба) опытных участков (магистралей дозаправки) является важным вопросом. Однако в данной задаче он не является существенным, так как по своим возможностям установка “Викинг” позволяет проводить исследования с натурными моделями магистралей и, соответственно, с натурными количествами рабочей жидкости.

Важным является также вопрос об уровне окружающего давления (фона) в вакуумной камере при проведении модельных экспериментов. Конечно, желательно, чтобы оно было как можно ниже и в пределе равнялось натурным значениям. Это возможно только с использованием гелиевых криогенных насосов и только для небольших, порядка 1 г/с, расходов газа. В наших условиях, когда в вакуумную камеру в течение нескольких секунд выбрасывается до 2,5 кг жидкости, использование криогенной откачки весьма проблематично даже с технической точки зрения. Поэтому при проведении экспериментов с выбросом большого количества жидкости в вакуумную камеру определяющим является рабочий объем вакуумной камеры. С этих позиций установка “Викинг” обеспечила уникальные возможности для проведения подобных исследований.

В модельных экспериментах полностью воспроизводились циклограммы продувок, которые включали две стадии. На первой стадии магистраль, заполненная жидкостью, соединялась с помощью дренажного клапана с вакуумной камерой.

Рис. 27. Выброс жидкости в вакуум из магистрали диаметром 10 мм.

На второй стадии, после открытия продувочного клапана, осуществлялась продувка магистрали сжатым газом.

В процессе продувок проводились видеосъемки процесса выброса жидкости в вакуум и следующие измерения: углового распределения жидкой фазы, скоростей капель, величины и пульсаций давления в магистрали, мгновенных значений давления в вакуумной камере.

Приведем основные результаты проведенных исследований [23]. Как показали эксперименты, характер истечения жидкости зависит от диаметра трубок магистралей дозправки. При продувке магистрали с диаметром 10 мм наблюдаются две разделенные по времени стадии, привязанные к моментам открытия клапанов. На первой стадии, после открытия дренажного клапана, магистраль, заполненная жидкостью, соединяется с вакуумной камерой, начальное давление в которой составляет около 0,1 Па. Поскольку давление насыщенных паров этанола при комнатной температуре составляет около  $6 \cdot 10^3$  Па, жидкость в магистрали вскипает и в виде парожидкостной смеси выбрасывается из выходного патрубка в камеру. Возникающая картина течения показана на рис. 27. Можно видеть, что на описываемой стадии наблюдается факел мелкодисперсных частиц с углом раскрытия  $\sim 120^\circ$ . На наружной поверхности патрубка существует движущаяся в обратном направлении пленка жидкости. Заметны крупные капли, возникающие при разрушении этой пленки и начинающие свое движение тоже в обратном направлении. Такая картина течения сохраняется до открытия продувочного клапана. С открытием продувочного клапана начинается вторая стадия процесса истечения. Давление в магистрали возрастает и из магистрали начинает выдуваться оставшаяся жидкость. Угол раскрытия газожидкостного факела становится шире, а обратные потоки жидкости на наружной поверхности патрубка и капель вокруг него становятся интенсивнее. Это можно объяснить возрастанием динамического напора газа на выходе из магистрали, что приводит к более сильному воздействию газа на капли.

Для магистрали с выходным патрубком диаметром 4 мм картина истечения несколько отличается. После открытия продувочного клапана некоторое время на выходе из патрубка существует сплошная струя жидкости, которая начинает разрушаться на капли на расстоянии 2-3-х диаметров выходного отверстия (рис. 28). Отметим, что на этой стадии отсутствует пленка жидкости на наружной поверхности патрубка, и нет капель, летящих в обратном направлении. Через некоторое время этот режим заканчивается, и далее наступают уже описанные выше стадии.

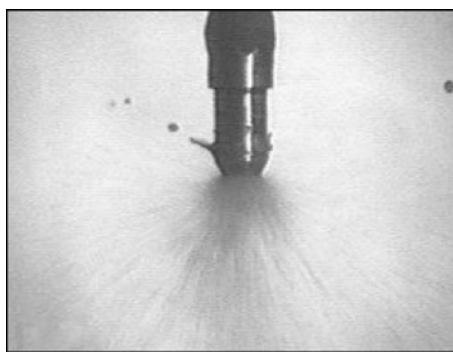
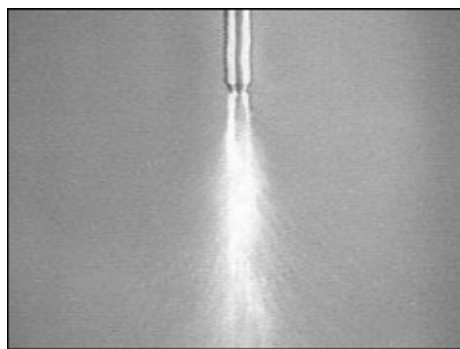


Рис. 29 иллюстрирует изменение давления в магистралях во время продувок. Давление измерялось на рас-

Рис. 28. Выброс жидкости в вакуум из магистрали диаметром 4 мм.

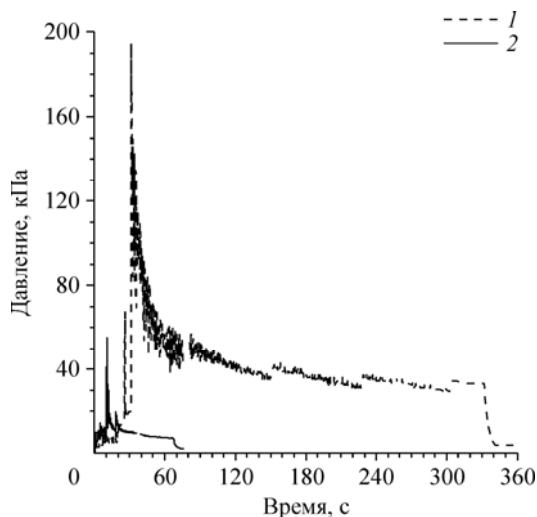


Рис. 29. Изменение давления на выходе магистрали.  
Диаметр магистрали: 4 (1), 10 (2) мм.

стоянии 160 мм до выходного отверстия (для магистрали диаметром 10 мм) и на расстоянии 125 мм (для магистрали диаметром 4 мм). В момент открытия дренажного клапана начинаются пульсации давления, и среднее значение давления возрастает от начального давления в камере до давления  $5,5 \div 8 \cdot 10^3$  Па, близкого к давлению насыщенных паров этанола при комнатной температуре. После открытия продувоч-

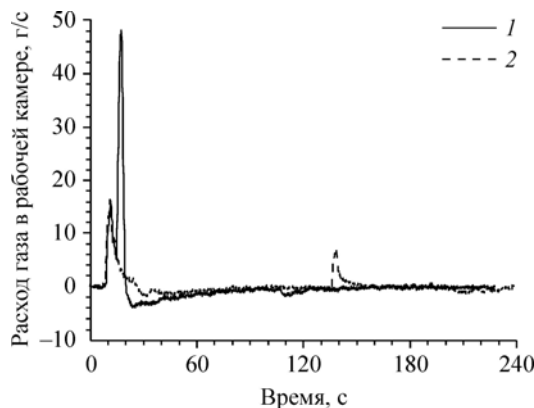
ного клапана происходит резкое увеличение давления. Выброс основной массы жидкости длится около 20 секунд.

Максимальное значение давления в магистрали диаметром 4 мм в 4–5 раз выше, чем в трубке диаметром 10 мм, хотя давление продувочного газа в обоих случаях одно и то же. Начальная стадия со сплошной струей жидкости длится несколько секунд. В это время давление в магистрали остается довольно низким, т. к. для однофазного течения гидродинамическое сопротивление патрубка невелико. Сопротивление скачкообразно увеличивается, когда в выходном сечении патрубка возникает двухфазный поток, что и регистрируется датчиком давления. Процесс истечения занимает значительно больше времени, пульсации давления длятся до 70–80 с, а пробки жидкости продолжают появляться, постепенно становясь все более редкими, до 240–300 с.

Динамику выброса жидкости из магистрали можно оценить по изменению давления в вакуумной камере. При заданном объеме вакуумной камеры временной характер изменения давления в ней определяется рядом факторов: циклограммой продувки, временем открытия клапанов, количеством выбрасываемой в камеру жидкости, расходом продувочного газа, геометрией топливной магистрали, быстротой откачки вакуумных насосов и др. На рис. 30 представлены такие данные для магистрали диаметром 4 мм для условий, когда часть выбрасываемой в вакуумную камеру жидкости собиралась с помощью скиммера и не вносила свой вклад в баланс масс в рабочей камере — не испарялась и не увеличивала в ней давление. Отчетливо видна первая стадия процесса, длящаяся 5 секунд, затем начинается вторая стадия, и расход жидкости скачком возрастает в несколько раз. В течение нескольких секунд основная масса жидкости выбрасывается из магистрали. Задержка продувки обеспечивает более плавное протекание процесса.

Важной информацией о процессе истечения является скорость разлетающихся капель.

Рис. 30. Баланс массы газа в камере. Варианты продувки: 1 — обычный, 2 — с задержкой.





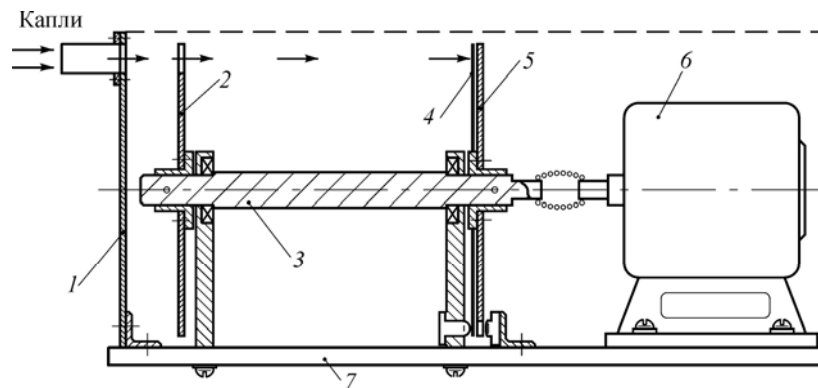


Рис. 31. Схема селектора скоростей.

Зная скорость, можно оценить вероятность механической эрозии поверхности оптических датчиков и иллюминаторов, на которые могут попадать капли жидкости. Для измерения скорости капель при истечении газожидкостного потока в вакуум использовалась времяпролетная методика. Схема устройства для реализации метода показана на рис. 31. Оно состоит из двух насаженных на общий вал 3 дисков 2 и 5 и неподвижной пластины 1. В пластине 1 и в первом диске 2 сделаны одинаковые щели размером  $6 \times 10$  мм. Диски 2 и 5 приводятся во вращение двигателем постоянного тока 6. Описанная конструкция смонтирована на общем основании 7, позволяющем устанавливать ее под разными углами к источнику потока.

Принцип работы устройства следующий: в момент совпадения щелей в неподвижной пластине 1 и вращающемся диске 2 капли предварительно подкрашенной жидкости попадают в междисковое пространство, образуя пакет частиц, которые попадают на экран 4, наклеенный на второй диск 5, и формируют на экране изображение входной щели. Это изображение получается с некоторым угловым смещением, которое зависит от скорости капель, расстояния между дисками и скорости их вращения. Измеряя угловое смещение окрашенного пятна, можно определить скорость капель:  $V = 360SN/\varphi$ , где  $S$  — расстояние между дисками,  $N$  — число оборотов диска в секунду,  $\varphi$  — угловое смещение пятна в градусах.

Измерения скорости капель были проведены при истечении этанола из магистральной диаметром 10 мм. Были выбраны два направления —  $45$  и  $90^\circ$  относительно оси потока. Измерения проводились на расстоянии 0,15 м от отверстия выходного патрубка. После продувки в окрашенном секторе на экране 4 образовывались три хорошо различимые зоны. В первую зону (от  $24$  до  $36^\circ$ ) попадает большое количество мелких капель с размерами 0,15–0,3 мм, причем более мелкие капели отклоняются на меньший угол. С учетом ширины входной щели ( $\approx 8^\circ$ ) это соответствует скоростям 28–32 м/с. Если судить по изменению интенсивности окраски пятна, то наибольшее количество мелких капель движется со скоростью 30–31 м/с.

Во вторую зону ( $34$ – $54^\circ$ ) попадают более крупные (и более редкие) капели размерами 0,3–0,5 мм. Соответствующий диапазон скоростей 18–24 м/с, а наиболее вероятная скорость (по положению зоны с наибольшей плотностью отпечатков) составляет  $\approx 21$  м/с. Третья зона образована редкими каплями размером  $\sim 0,5$  мм с углами отклонения  $\varphi \geq 54^\circ$ , т. е. летящими со скоростями порядка 10–13 м/с. Для выбранных направлений потока распределение капель по скоростям практически не меняется, только уменьшается общее количество капель, летящих под углом  $90^\circ$ .

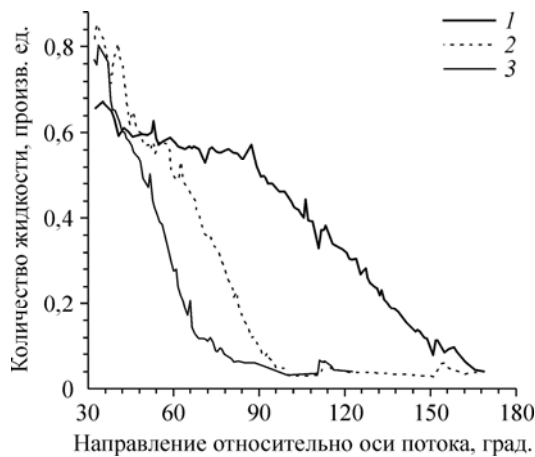


Рис. 32. Влияние экранов на угловое распределение капельного потока. Геометрия выхлопа: без экранов (1), одиночный (2) и двойной (3) экраны.

Наибольший интерес в экспериментах представляет информация об угловом распределении капельной фазы. При моделировании продувки магистралей дозправки общий характер пространственного распределения потока жидкой фазы определялся по окраске каплями подложки из бумаги или прозрачной пленки.

Оценка интенсивности окраски осуществлялась с помощью сканера или микроденситометра. Количественные данные получались с помощью кварцевых микровесов для периферийной и обычных весов — для центральной части струи. Пространственное распределение потока жидкой фазы в газожидкостном факеле, возникающем при продувке топливных магистралей, показано на рис. 32 и 33. Рис. 32 иллюстрирует общую структуру потока — угловое распределение потока капель фреона-11 при продувке магистрали окислителя СМ. Видно, что жидкость разлетается во все стороны, причем в передней полусфере ( $\theta = 0-90^\circ$ ) течение практически изотропно. Поток жидкости регистрируется также в обратном направлении — бумажные подложки продолжают окрашиваться, хоть и слабо, даже при углах  $\theta = 160-170^\circ$ . Практически такой же результат получен с этанолом при продувке магистрали горючего СМ. Отличие состоит лишь в том, что фреон лучше диспергируется (из-за более высокого давления насыщенных паров) и газокapельный поток окислителя получается более однородным, а размер капель — заметно меньшим, и они быстрее испаряются.

При таком широком разлете жидкости во время продувки магистралей значительное количество ее попадает на поверхность МКС. В экспериментах для уменьшения загрязнения вокруг выхлопного патрубка устанавливались газодинамические защитные устройства в виде коаксиальных экранов. На рис. 32 хорошо виден эффект установки экранов — даже одиночный экран существенно, примерно на порядок, уменьшает величину обратного потока капель.

Более точные количественные результаты углового распределения потока капельной фазы, полученные при продувке магистрали горючего СМ с выходным патрубком, имеющим два экрана, приведены на рис. 33. Данные получены для сферической поверхности с радиусом  $R = 0,15$  м относительно центра выходного отверстия наружного экрана. Зарегист-

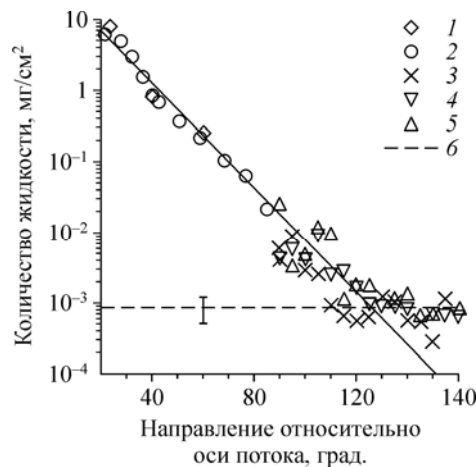


Рис. 33. Угловое распределение потока капель за выходной трубкой с ГЗУ. Магистраль 10 мм+ГЗУ: 1, 2 — прямое взвешивание, 3-5 — кварцевые микровесы, 6 — фон.

рированное изменение величины удельного (на один квадратный сантиметр) потока жидкости составляет четыре порядка. Можно видеть, что основная масса жидкости (ядро струи) выбрасывается в полуугол примерно  $60^\circ$  от оси струи, а обратный поток (поток капель в направлении более  $90^\circ$  от оси) составляет примерно 0,1 % от потока в приосевой части струи. Для других расстояний от выходного патрубка величину удельного потока капель можно оценить, используя значения, приведенные на рис. 33, и считая разлет капель в пространстве сферическим. Реальное значение может быть несколько ниже за счет испарения жидкости.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные в статье результаты совместных исследований РКК «Энергия» им. С.П. Королева и Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН по моделированию в вакуумных камерах факелов двигателей ориентации и управления космических кораблей и космических станций, систем их дозаправки дают общее представление о направлении и методологии исследований. Развитие новых подходов к постановке исследований, совершенствование вакуумных установок и методов диагностики потоков разреженного газа позволили получить новые результаты о газодинамической структуре струй в неравновесных условиях и решить ряд задач применительно к конкретным космическим программам.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ребров А.К., Ярыгин В.Н. Вакуумная газодинамическая установка с электродуговым подогревом газа // Теплофизика высоких температур. 1967. № 1. С. 182–183.
2. Кутателадзе С.С., Ярыгин В.Н., Ребров А.К. Некоторые проблемы молекулярной газодинамики // Вестн. АН СССР. 1984. № 4. С. 79–85.
3. Ребров А.К., Ярыгин В.Н. Молекулярная газодинамика и неравновесные процессы // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 2. С. 171–179.
4. Trinks H. Experimental Investigation on the Exhaust Plume Flow Fields of Various Small Bipropellant and Monopropellant Thrusters // AIAA 22nd Thermophysics Conf., June 8-10, 1987, Honolulu, Hawaii: AIAA Paper 1987. No 87-1607.
5. Trinks H., Kaelsch I. Exhaust Plume Effects of Small Thrusters on Spacecraft // AIAA 22nd Thermophysics Conf., June 8-10, 1987, Honolulu, Hawaii: AIAA Paper 1987. No 87-1603.
6. Rebrov S., Gerasimov Y. Investigation of the Contamination Properties of Bipropellant Thrusters // AIAA 35th Thermophysics Conf., 11-14 June 2001, Anaheim, California: AIAA Paper 2001. No. 2001-2818.
7. Gerasimov Yu.I., Yarygin V.N. Problems of Gas-Dynamical and Contaminating Effect of Exhaust Plumes of Orientation Thrusters on Space Vehicles and Space Stations // Proc. 25th Inter. Symp. on Rarefied Gas Dynamics (RGD25), St.-Petersburg, Russia, 21-28 July 2006. Novosibirsk. 2007. P. 805–811.
8. Герасимов Ю.И. Параметры подобия в задаче о взаимодействии свободно расширяющейся струи с пластиной // Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа. 1981. № 2. С. 169–173.
9. Мурзинов И.Н. Параметры подобия при истечении сильно недорасширенных струй в затопленное пространство // Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа. 1971. № 4. С. 143–148.
10. Gorchakova N.G., Skovorodko P.A., Yarygin V.N. Free jet expansion with a strong condensation effect // Proc. 13th Int. Symp. RGD, Vol. II. New York: Plenum press. 1985. P. 895–902.
11. Экспериментальные методы в динамике разреженных газов. Новосибирск: Изд. Института теплофизики СО АН СССР, 1974. 218 с.
12. Приходько В.Г., Храмов Г.А., Ярыгин В.Н. Крупномасштабная криогенно-вакуумная установка для исследования газодинамических процессов // ПТЭ. 1996. № 2. С. 162–164.
13. Rebrov A.K., Sharafutdinov R.G. On the structure of a freely expanding carbon dioxide jet in vacuum // Proc. VI Int. Symp. RGD. Vol. 2. New York: Academic Press, 1969. P. 965–971.
14. Gavrilouk V.N., Lipatnikov A.V., Kozlyayev A.N., Odintsov E.V. Sergienko A.A., Sobachkin A.A. Computation Modeling of the Combustion Problems with the use of “AeroShape-3D” Numerical Technique // ISTS 94-d-27, 1994.
15. Gerasimov Yu.I., Krylov A.N., Yarygin V.N. Structure and Gas Parameters of Plume Expiring in Vacuum from Four Nozzles, Located Around of The Space Vehicle Case // Proc. 25th Int. Symp. RGD, St.-Petersburg, Russia, 21-28 July 2006. Novosibirsk. 2007. P. 610–615.

16. Герасимов Ю.И., Ярыгин В.Н., Крылов А.Н., Сагдуллин Б.А. Экспериментальное и численное моделирование структуры течения в составной струе за двумя двигателями, расположенными около корпуса космического аппарата // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16, № 3. С. 395–404.
17. Ермолов В.И., Лангран Ж.-К., Ребров А.К., Храмов Г.А. Экспериментальное исследование взаимодействия двух спутных гиперзвуковых струй. // ПМТФ. 1983. № 3. С. 104–107.
18. Афанасьев И. Коварная «Кромка» // Новости Космонавтики. 2004. № 4. С. 15–16.
19. Ярыгин В.Н., Приходько В.Г., Ярыгин И.В., Герасимов Ю.И., Крылов А.Н. Газодинамические аспекты проблемы загрязнения Международной космической станции. Ч. 1. Модельные эксперименты // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 279–296.
20. Prikhodko V.G., Serov A.F., Nazarov A.D., Yarygin I.V., Levchenko V.F. Research of the local characteristics of a near-wall liquid film in supersonic conical nozzle with a co-current gas flow // Proc. XII Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research ICMAR'2004, Novosibirsk, 28 June – 3 July. 2004. Part 1. P. 189–193.
21. Yarygin V.N., Prikhodko V.G., I.V. Yarygin. Jet expansion of gas with near-wall liquid film from nozzle into vacuum // Microgravity Science and Technology. 2009. Vol. 21, Suppl. Iss. 1. P. S271–S275.
22. Ярыгин В.Н., Приходько В.Г., Ярыгин И.В., Герасимов Ю.И., Крылов А.Н. Газодинамические аспекты проблемы загрязнения Международной космической станции. Ч. 3. Исследование защитных устройств // Теплофизика и аэромеханика. 2005. Т. 12, № 4. С. 545–552.
23. Mishina L., Prikhodko V., Chichenin A., Yarygin V., Yarygin I. Problem of International Space Station contamination. Model experiments of Service Module refuelling lines purge // AIAA No. 2003-3832, 33rd AIAA Fluid Dynamics Conf., Orlando, 2003.

*Статья поступила в редакцию 11 марта 2011 г.*