

$$\dot{m}_{1\phi.г} = \frac{\dot{m}_{\phi.г}}{n_{\phi}}, \quad (6)$$

где  $\dot{m}_{\phi.г}$  – массовый расход горючего через наружный контур двухкомпонентной форсунки.

2.1. Выбирается в первом приближении геометрические параметры и форма входной кромки струйной жидкостной форсунки.

2.2. Определяется режим работы форсунки.

Они могут быть: безотрывной, отрывной, кавитационный, неустойчивый.

2.3. Находится для этого режима коэффициент расхода  $\mu$  струйной жидкостной форсунки.

2.1.10. Перепад давления на форсунке, обеспечивающий требуемый расход компонента

$$\Delta p_{\phi} = \frac{\dot{m}_{\phi}^2}{2\rho\mu^2 F_{\phi}^2}, \quad (7)$$

где  $\rho$  – плотность компонента топлива при температуре на входе в форсунку.

Определяется площадь сопла двухкомпонентной форсунки на выходе

$$F_{\phi} = F_{\phi.в} + F_{\phi.н} = F_{\phi.в} + \frac{\dot{m}_{\phi.н.г}}{\rho_{г} W_{г}}. \quad (8)$$

где  $\dot{m}_{\phi.в.г}$  – массовый расход окислительно-генераторного газа через внутренний контур двухкомпонентной струйно-струйной газожидкостной форсунки;  $\dot{m}_{\phi.н.г}$  – массовый расход жидкого горючего через наружный контур двухкомпонентной форсунки,  $\rho_{г}$  –

плотность жидкого горючего при температуре на входе в форсунку.

Если давление в камере сгорания выше критического давления горючего, то горючее переходит в газ по всему объему струи и плотность следует брать для газообразного горючего при давлении в камере сгорания и температуре на входе в форсунку. Определяется плотность по уравнению Клайперона-Менделеева:

$$\rho_{г} = \frac{P_{к}}{R_{г} T_{вх.ф.н.г}} \quad (9)$$

2.10.4. Минимальный диаметр сопла двухкомпонентной форсунки на выходе

$$d_{с.ф} = \sqrt{\frac{4F_{\phi}}{\pi}}. \quad (10)$$

### Библиографический список

1. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов.– 2-е изд., перераб. и доп./ М.В. Добровольский. Под ред. Д.А. Ягодникова.– М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.– 488 с.
2. Васильев, А.П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов [и др.]; Под ред. В.М. Кудрявцева.– М.: Высш. шк., 1993.
3. Сточек, Н.П., Шапиро А.С. Гидравлика жидкостных ракетных двигателей / Н.П. Сточек, А.С. Шапиро.– М.: Машиностроение, 1978.– 128 с.

УДК 629.76

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КИНЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДИСПЕРСНОЙ ФАЗЫ В РАКЕТНОЙ КАМЕРЕ ГЕНЕРАТОРА АЭРОЗОЛЯ

Епищенко С.В., Первышин А.Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет

### EXPERIMENTAL RESEARCH OF KINETIC PARAMETERS OF THE DISPERSE PHASE IN THE ROCKET CHAMBER OF THE GENERATOR OF THE AEROSOL

*Epishchenko S.V., Pervishin A.N. The experimental research of kinetic parameters of a diphasic stream of products of combustion and ballast liquid generated by the rocket generator of an aerosol on a mode without burning is spent.*

Предложена возможность получения аэрозоля регулируемой дисперсности с помощью ракетного генератора аэрозоля. Сущность получения мелкодисперсного аэрозоля состоит в следующем: при истечении жидкости из капилляра в конфузур, происходит её дробление ускоряющимся потоком продуктов сгорания. При этом на выходе из сопла ракетной камеры, формируется структура пожаротушающей струи, состоящая из продуктов сгорания, пара и диспергированной жидкости (рис. 1).

Для оперативного формирования различных по свойствам аэрозольных струй, при тушении пожаров разных классов, в устройство заложено изменение размеров капель аэрозоля, за счёт перемещения капилляра вдоль оси конфузора сопла  $\Delta x$ . Изме-

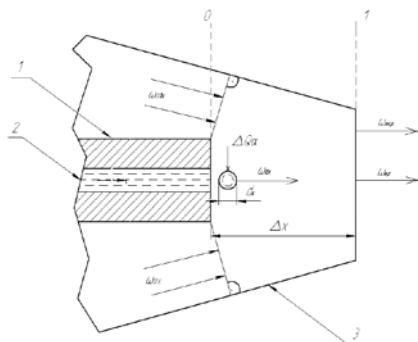


Рис. 1. Движение капли на дозвуковом участке 0-1

нение дисперсности капель происходит за счёт воздействия на струю жидкости различного по скорости газового потока продуктов сгорания в зависимости от положения капилляра. Это позволяет в широких пределах изменять: температуру, дисперсность аэрозоля, дальность огнетушащей струи.

Цель экспериментального исследования заключается в получении зависимостей скорости и дисперсности капель жидкости, взаимодействующих с потоком продуктов сгорания генератора аэрозоля, от режимных и конструктивных параметров, а также проверка математической модели расчета дробления струи жидкости в сверхзвуковой струе продуктов сгорания и определение энергетических возможностей ракетного генератора аэрозоля.

Испытания ракетной камеры для получения мелкодисперсного аэрозоля происходило на модифицированном стенде в лабо-

ратории ОНИЛ № 3 СГАУ и экспериментальном ракетном генераторе аэрозоля (рис.2). В эксперименте для замера параметров частиц использовано устройство контроля дисперсной фазы УК-905, основанное на бесконтактном оптическом методе регистрации. Данное устройство предназначено для измерения скорости и диаметра микрочастиц в газовых сверхзвуковых потоках, как в воздухе, так и в продуктах сгорания (рис. 3).

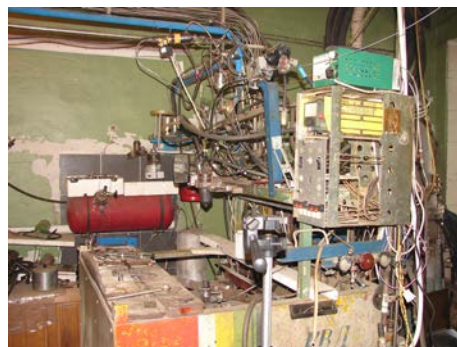


Рис. 2. Стенд для экспериментального исследования ракетного генератора аэрозоля



Рис. 3. Ракетный генератор аэрозоля с устройством контроля дисперсной фазы:

- 1 – ракетный генератор аэрозоля;
- 2 – устройство контроля дисперсной фазы УК-905

Системы стенда, необходимые для экспериментального исследования, представлены на рис. 4.

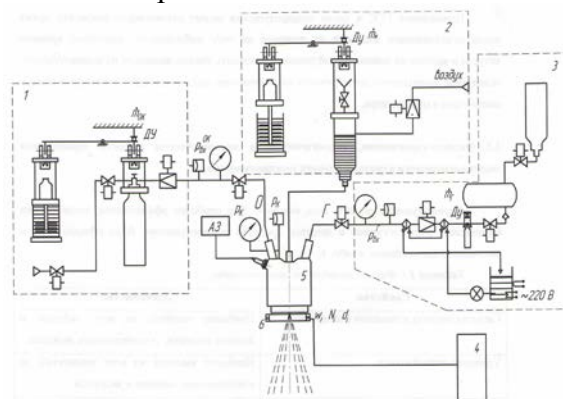


Рис. 4. Принципиальная схема стенда

для испытания ракетного генератора аэрозоля:

- 1– система измерения расхода окислителя;
- 2– система измерения расхода жидкости;
- 3– система замера расхода горючего;
- 4– персональный компьютер;
- 5– ракетная камера;
- 6– устройство контроля дисперсной фазы УК-905

Измерение расходов окислителя, горючего и жидкости производилось весовым методом с использованием датчиков усилия, что позволило снизить погрешность измерения расхода пропана, поступающего в генератор в паровой фазе.

Относительная погрешность измерения составила: расхода горючего 2,9%, окислителя 2,2 %, с доверительной вероятностью 0,95.

Экспериментальные и расчётные данные по дисперсности распыливания жидкости и скорости капель в критическом сечении сопла на «холодном» запуске, при  $\Delta x = 19$  мм;  $\dot{m}_{OK} = 20$  г/с;  $\dot{m}_a = 0,2$  г/с представлены на рис. 5. Эксперимент выполнялся без процесса горения («холодный» пуск), рабочим газом являлся воздух.

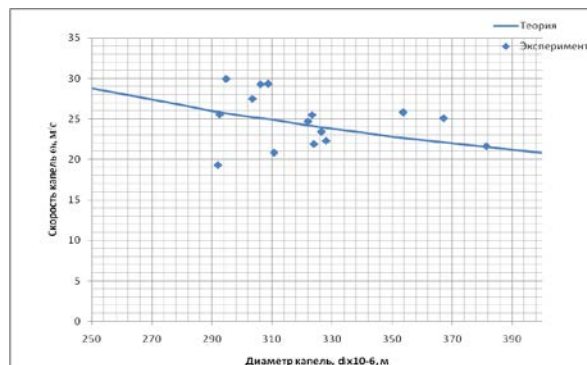


Рис. 5. Данные эксперимента и расчета по определению дисперсности и скоростей капель жидкости в критическом сечении сопла на «холодном» пуске

Как видно из рис. 5, экспериментальные исследования показали, что математическая модель определения кинетических характеристик потока капель жидкости даёт отклонение экспериментальных точек от расчётных по скорости не более  $\delta_{o_i} = 24\%$ , по диаметру каплей не более  $\delta_{d_i} = 15,2$ .

УДК 629.76

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИСПАРЕНИЯ ДИСПЕРГИРОВАННОЙ ЖИДКОСТИ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ГЕНЕРАТОРА АЭРОЗОЛЯ НА ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

Епищенко С.В., Первышин А.Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет

### EXPERIMENTAL RESEARCH OF INFLUENCE OF EVAPORATION OF THE DISPERSED LIQUID IN THE CHAMBER OF COMBUSTION OF THE ROCKET GENERATOR OF THE AEROSOL ON TEPLOFIZICHESKY PARAMETERS OF PRODUCTS OF COMBUSTION

*Epishchenko S.V., Pervishin A.N. The influence of the ballasting on the thermophysical parameters of the combustion chamber of rocket.*

Высокая концентрация энергии в струе ракетной камеры может использоваться в различных струйных технологиях и в частности при тушении пожаров. Предложена возможность получения огнетушащего аэрозоля путём организации распыливания, инертным газом продуктов сгорания, жидко-

сти, поступающей в конфузор сопла ракетной камеры через капилляр.

Целью эксперимента являлось исследование изменения внутрикамерного давления после ввода балласта. Подвод дополнительного рабочего тела в камеру сгорания сопровождается тепло и массообменом между балластом и продуктами сгорания,