

ную шайбу подается на вход исследуемой жаровой трубы или отсека камеры сгорания. Для снятия характеристик применяется турель с гребенками термопар и полного давления. С помощью горячего дросселя на выходе имитируется турбина и регулируется давление в камере. Предварительно поток продуктов сгорания охлаждается вдувом холодного воздуха в выхлопном ресивере. Наблюдение за процессом горения и визуальный контроль в месте поворота выходной трубы осуществляется с помощью тепловизора через иллюминатор, на который для охлаждения и сдува сажистых частиц подается воздух с перепадом давлений 5-7 кг/см².

Измерения тепловизором для оценки распределения потока продуктов сгорания проводились в диапазонах излучения CO₂ от 4,14 до 4,36 мкм, а так же в диапазоне от 3,76 до 3,9 мкм для диагностики состояния теплонапряженных элементов камеры сгорания. Основной задачей был контроль теплового состояния во время выхода на режимы, изучение распределения излучения потока и определение срывных характеристик.

При работе камеры сгорания на бедных смесях после подмешивания холодного воз-

духа в выхлопном ресивере, температура потока падает, и интенсивность излучения, фиксируемая тепловизором, падает из-за увеличения поглощения CO₂. При дальнейшем уменьшении подачи топлива, струя продуктов сгорания еще более разбавляется холодным чистым воздухом, уменьшается концентрация от CO₂ и поглощение излучения падает, а влияние нагретых поверхностей растет. Срыв пламени соответствует максимальному уровню излучения от нагретых частей камеры сгорания, когда поглощение CO₂ от продуктов сгорания отсутствует. В отличие от термопар, установленных на гребенках и на наружных поверхностях, термоизображение является более информативным горения по сечению по сравнению с данными, полученными с, что может повлиять на определение бедного срыва, когда термопары находятся не в зоне горения. В диапазоне от 3,76 до 3,9 мкм, где влияние трехатомных газов CO₂ и H₂O минимально, тепловизионная система позволяет осуществлять контроль теплового состояния внутренних частей во время эксперимента, выявляя зоны с повышенной температурой в пределах визирования тепловизора.

УДК 629.001.036.5.621.22.01

ПРОЕКТНЫЙ РАСЧЕТ ДВУХКОМПОНЕНТНОЙ СТРУЙНОЙ ГАЗОЖИДКОСТНОЙ ФОРСУНКИ С ВНУТРЕННИМ СМЕШЕНИЕМ

Егорычев В.С.

Самарский государственный аэрокосмический университет

THE CALCULATION OF THE TWO-COMPONENT GAS-LIQUID JET NOZZLES WITH INTERNAL MIXING

Egorichev V.S. Developed the method of calculation of the two-component gas-liquid jet nozzles any constructive scheme. Expressions are obtained for the determination of the coefficient of consumption of jet nozzles at all possible modes of work on the basis of real fuel components. This allows with required for the practice of fidelity to count all the required parameters of the designed emulsion jets

Двухкомпонентные струйные газожидкостные форсунки с внутренним смешением используются в ЖРД с дожиганием генераторного газа, которые работают на несамовоспламеняющихся, чаще всего криогенных,

компонентах топлива. Схема организации рабочего процесса в камере сгорания таких двигателей „газ – жидкость”.

Расчетная схема двухкомпонентной струйной газожидкостной форсунки с внутренним смешением приведена на рис. 1.

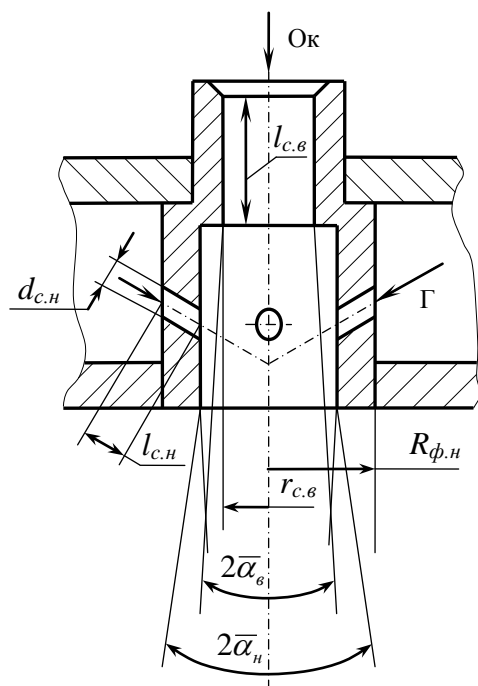


Рис. 1. Расчетная схема двухкомпонентной струйно-струйной газожидкостной форсунки с внутренним смешением

Форсунка состоит из наружного и внутреннего контуров. Внутренний контур представляет собой однокомпонентную струйную газовую форсунку окислителя или окислительного генераторного газа. Наружный контур – однокомпонентную струйную жидкостную форсунку (или форсунки) горючего. Смешение газового окислителя и жидкого горючего происходит внутри двухкомпонентной форсунки. Из сопла форсунки вытекает газожидкостная струя топливной смеси.

Оба контура такой форсунки работают и рассчитываются независимо друг от друга.

Проектный расчет такой двухкомпонентной струйной газожидкостной форсунки с внутренним смешением начинается с внутреннего контура и проводится в следующей последовательности.

1. Рассчитывается однокомпонентная струйная газовая форсунка окислителя, подающая в КС газообразный окислитель или окислительный генераторный газ.

1.1. Выбирается в первом приближении диаметр проходного сечения или диаметр сопла форсунки на выходе $d_{c.в}$, длина фор-

сунки или длина сопла форсунки $l_{c.в}$, форма кромки канала со стороны входа компонента в форсунку.

1.2. Число Рейнольдса на выходе из форсунки

$$Re = \frac{4 \dot{m}_{ф.ок}}{\pi \eta d_{c.в}}, \quad (1)$$

где $\dot{m}_{ф.ок}$ – массовый расход окислителя или генераторного газа через одну форсунку, η – динамическая вязкость генераторного газа, подаваемого через форсунку, при температуре за турбиной.

1.3. Коэффициент расхода форсунки μ .

$$\mu = \left(1,23 + \frac{58 l_{c.в}}{Re d_{c.в}} \mu \right)^{-1} \quad (2)$$

или, решая это уравнение, получим

$$\mu = \frac{\sqrt{1,23^2 + 232 \cdot l_{c.в} / Re d_{c.в}} - 1,23}{116 \cdot l_{c.в} / Re d_{c.в}}. \quad (3)$$

1.4. Площадь сопла форсунки на выходе

$$F_{ф.в} = \frac{\dot{m}_{ф.ок}}{\mu \rho_{ex} \left(\frac{p_{к}}{p_{ex}} \right)^{\frac{1}{n}} \sqrt{2 \frac{n}{n-1} R_{г} T_{ex} \left[1 - \left(\frac{p_{к}}{p_{ex}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}} \quad (4)$$

1.5. Диаметр сопла форсунки, обеспечивающей требуемый массовый расход генераторного газа при выбранном перепаде давления

$$d_{c.в} = \sqrt{4 F_{ф.в} / \pi}. \quad (5)$$

Если диаметр отличается от принятого значения или полученного в предыдущей итерации, то расчет форсунки повторяется при новом значении диаметра. Расчет прекращается, если значения диаметров в последней и предыдущей итерациях отличаются не более, чем на 0,5 %.

2. Рассчитывается наружный контур двухкомпонентной форсунки, представляющий собой однокомпонентную струйную жидкостную форсунку горючего.

Если число струйных жидкостных форсунок горючего в наружном контуре двухкомпонентной форсунки $n_{ф}$, то массовый расход горючего через одну форсунку будет

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

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 μ 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 ρ – 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.