

К ЗАДАЧЕ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО СТЕНДА

В. И. Трушляков, И. Ю. Лесняк, В. А. Урбанский

Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

Проведен анализ состояния экспериментальных исследований по проблеме испарения жидкости в замкнутой ёмкости в России и за рубежом. На основании теории подобия, в том числе геометрического подобия, критериев Рейнольдса, Нуссельта, Прандтля, а также реальных условий функционирования системы испарения, определены проектные параметры экспериментального стенда (ЭС). С использованием программного комплекса ANSYS Fluent проведено уточнение проектных параметров ЭС на основе моделирования процесса испарения жидкости в замкнутой ёмкости. Разработаны состав и схема функционирования ЭС.

Ключевые слова: испарение, критерии подобия, жидкие остатки топлива, теплообмен, теплоноситель, экспериментальный стенд.

Исследование проведено при поддержке гранта Министерства образования и науки Российской Федерации «Повышение экологической безопасности и экономической эффективности ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями» № 9.1023.2017 ПЧ.

Введение

В работах [1–5] показаны результаты экспериментальных исследований структуры конвективных течений в горизонтальном испаряющемся слое жидкости, в зависимости от скорости потока парогазовой смеси. Полученные в работе [1] зависимости расхода испарения от расхода газа и температуры для системы «этанол-воздух» в сравнении с экспериментальными данными показали, что для исследуемых двухфазных систем зависимость роста скорости испарения с увеличением температуры не зависит от теплофизических свойств жидкости и газа, а при увеличении скорости потока газа характер роста интенсивности испарения зависит от свойств жидкости и газа. Измерения среднего расхода испарения жидкости (HFE-7100) под действием потока инертного газа (азота) в работе [3] показали, что средний расход испарения имеет локальный максимум при увеличении толщины слоя жидкости.

В работе [6] при исследовании критериев подобия характеристик теплового излучения выхлопной системы реактивного двигателя показано, что сходство критериев может быть возможно только при геометрическом подобии выхлопной системы и экспериментального стенда. В работах [7–9] представлены результаты исследования подобия теплового излучения от нагретых реактивных сопел. Был сделан вывод, что принципиальным условием подобия теплового излучения является сходство температурных и концентрационных полей в области сопла.

Разработка ЭС необходима для проверки реализуемости предлагаемой гипотезы процесса и подтверждения достоверности математической модели методики, описывающей исследуемый процесс. В [10–12] предлагается процесс испаре-

ния невырабатываемых жидких остатков топлива в отработавшей ступени с помощью ввода теплоносителя-газа (ТН) непосредственно в баки окислителя и горючего. В качестве ТН, подаваемого в топливный бак, используется высокотемпературный поток продуктов разложения перекиси водорода. Температура разложения перекиси водорода, в зависимости от типа катализатора, составляет 800 °С [13], что для проведения экспериментальных исследований не является пожаровзрывобезопасным. Предлагается рассмотреть возможность использования ТН с температурами существенно ниже. С этой целью на основе теории подобия [14] необходимо подобрать такие проектные параметры ЭС (скорость ввода и температура ТН, давление в ЭС), которые будут подобны реальному процессу, происходящему при испарении компонента топлива на борту отработавшего ускорителя ступени ракеты-носителя с использованием перекиси водорода.

Постановка задачи

На основании теории подобия, в том числе геометрического подобия, критериев Рейнольдса, Нуссельта, Прандтля, а также реальных условий функционирования системы испарения необходимо определить проектные параметры ЭС [14].

С использованием программного комплекса ANSYS провести уточнение проектных параметров ЭС на основе моделирования процесса испарения жидкости.

Выбрать технические характеристики экспериментального стенда. Разработать схему ЭС.

Анализ параметров термодинамического подобия при испарении жидкости. Согласно [14], подобными являются процессы одной физической природы, имеющие подобные условия од-

Таблица 1. Результаты подбора возможных геометрических параметров ЭС
Table. 1. The results of the selection of possible geometric parameters of the ES

№	$Re_{факт}/Re_{эс}, 10^4$	$Nu_{факт}/Nu_{эс} \cdot 10^3$	$Pr_{факт}/Pr_{эс}$	$\frac{L_{факт}}{D_{факт}} / \frac{L_{эс}}{D_{эс}}$	$W_{нов}/W_{эс}, м/с$	$P_{факт}/P_{эс}, 10^5 \text{ атм}$	$l_{факт}/l_{эс}, м$	$T_{факт}/T_{эс}$
1	1327/1323	198,5/198,1	0,75/0,75	2,4/2,4	40/36,2	2,4/3	2,6/0,4	1073/373
2	1327/1322	198,5/197,9	0,75/0,75	2,4/2,4	40/27,2	2,4/4	2,6/0,5	1073/423
3	1327/1326	198,5/198,4	0,75/0,75	2,4/2,4	40/54,4	2,4/4	2,6/0,2	1073/373
4	1327/1316	198,5/197,2	0,75/0,75	2,4/2,4	40/52	2,4/3	2,6/0,3	1073/373
5	1327/1324	198,5/197,5	0,75/0,75	2,4/2,4	40/48	2,4/3	2,6/0,26	1073/373
6	1327/1327	198,5/198,5	0,75/0,75	2,4/2,4	40/36,3	2,4/4	2,6/0,3	1073/373
7	1327/1241	198,5/188	0,75/0,75	2,4/2,4	40/10	2,4/4	2,6/0,8	1073/293
8	1327/1280	198,5/192	0,75/0,75	2,4/2,4	40/10	2,4/3	2,6/1,1	1073/293
9	1327/1319	198,5/197	0,75/0,75	2,4/2,4	40/12,5	2,4/3	2,6/1	1073/323
10	1327/1320	198,5/187	0,75/0,75	2,4/2,4	40/9	2,4/3	2,6/1,3	1073/323

нозначности и численно одинаковые одноименные определяющие критерии.

Условия однозначности определяют следующие признаки:

- геометрическое подобие бака ступени РН типа «Союз 2.1в» и ЭС;
- подобные начальные и граничные условия;
- примерное равенство критериев подобия.

В теории теплообмена неопределяющие критерии подобия являются функцией совокупности определяющих критериев, в данном случае в качестве неопределяющего критерия выступает критерий Нуссельта (Nu), а в качестве определяющих критериев выступают скорость ввода ТН (w), теплопроводность (λ), коэффициент теплоотдачи (α), кинематическая вязкость (ν), коэффициент температуропроводности (a), ускорение свободного падения (g), диаметр (D), длина камеры ЭС (L) [14].

$$Nu = f\left(Pr, Re, \frac{L}{D}\right), \quad (1)$$

здесь $Pr = \frac{\nu}{a}$ — критерий Прандтля, $Re = \frac{wD}{\nu}$ — критерий Рейнольдса, $\frac{L}{D}$ — критерий геометрического подобия.

Параметры ТН определяются из равенства критериев подобия системы испарения КРТ [15] и ЭС:

$$\begin{aligned} Re_{факт} &\sim Re_{эс} \\ Nu_{факт} &\sim Nu_{эс} \\ Pr_{факт} &\sim Pr_{эс} \\ \frac{L_{факт}}{D_{факт}} &\sim \frac{L_{эс}}{D_{эс}} \end{aligned} \quad (2)$$

Для удовлетворения приближенного равенства критериев подобия (2) варьировались давление, температура и геометрические характеристики ЭС. В табл. 1 приведены результаты подбора возможных геометрических параметров ЭС, давления, температуры и скорости ввода ТН. Число Прандтля у газов с изменением темпера-

туры практически не изменяется и для многоатомных газов равно 0,75.

По результатам анализа (табл. 1) следует, что проектными параметрами ЭС (давление, температура, скорость ввода ТН, геометрические характеристики ЭС) могут быть следующими:

- давление в камере ЭС: 3 атм;
- температура ТН: 373 К;
- скорость ввода ТН: 48 м/с;
- скорость ТН вблизи поверхности жидкости: 12 м/с;
- геометрические характеристики ЭС (Высота \times Диаметр, мм): 720 \times 260 мм.

Математическое моделирование процесса испарения жидкости

Для визуализации процесса испарения жидкости, понимания поведения скоростных потоков теплоносителя в камере ЭС и дополнительного уточнения проектных параметров ЭС (углы ввода ТН, диаметры форсунок ввода ТН) проведено математическое моделирование в ANSYS Fluent.

При математическом моделировании процессов тепло- и массообмена в ЭС было введено следующее допущение — начальное условие жидких остатков в камере ЭС соответствует зеркалу свободной поверхности жидкости.

Предварительные оценки проведены с помощью математического моделирования в пакете ANSYS Fluent и разделены на 3 этапа: а) моделирование полей скоростей на поверхности при различных углах ввода парогазовой смеси; б) моделирование полей скоростей на поверхности при различных скоростях ввода парогазовой смеси; в) моделирование полей скоростей на поверхности при разных диаметрах форсунки ввода ТН. Далее рассматривается каждый этап по отдельности:

а) при различных углах ввода ТН скорость парогазовой смеси равна 48 м/с. Диаметры входного и выходного отверстия камеры равны 40 мм. Давление в камере равно 1 атм (рис. 1).

Полученные результаты моделирования на рис. 1 показали, что угол ввода ТН значительно влияет на направление потоков в камере ЭС. До-

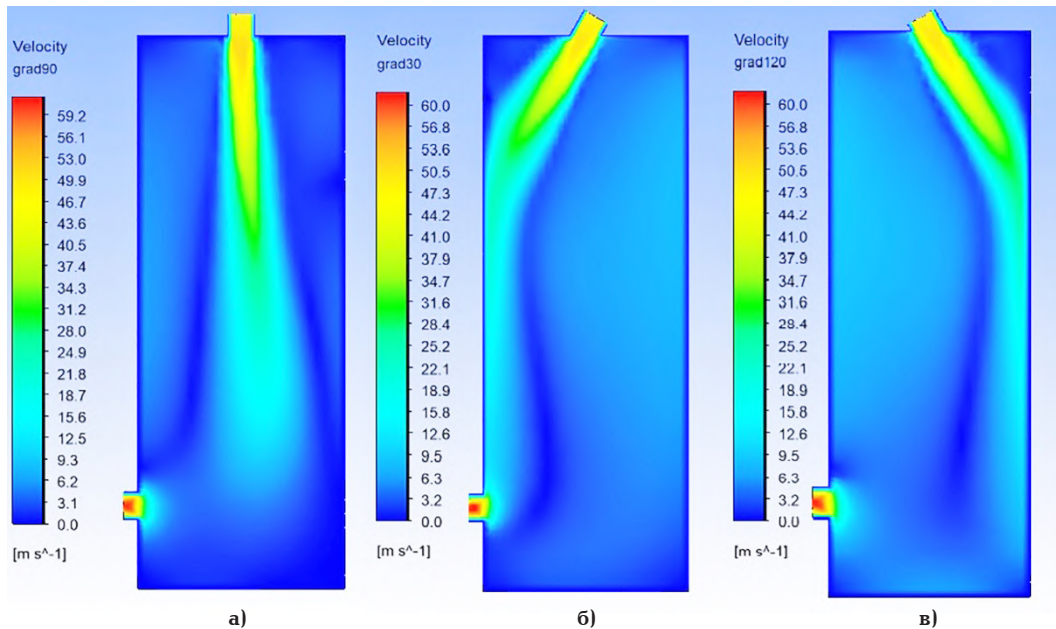


Рис. 1. Поля скоростей при углах ввода ТН: а) 0°; б) 30°; в) 120°
 Fig. 1. The velocity field at the input corners of the heat carrier: a) 0° b) 30°, c) 120°

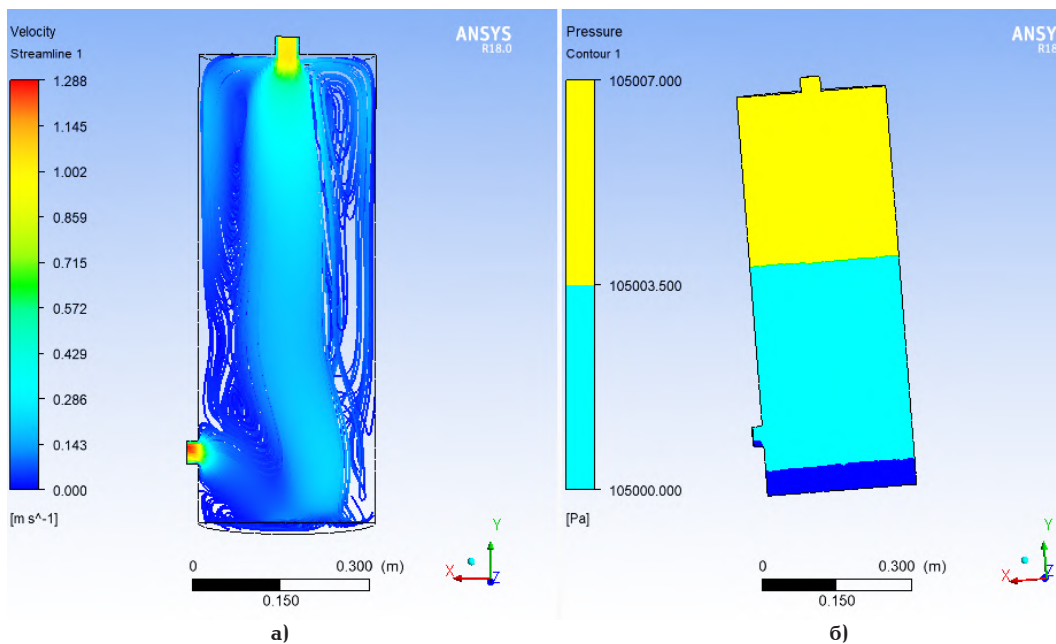


Рис. 2. Скорость ввода парогазовой смеси равна 1 м/с:
 а) линии тока парогазовой смеси; б) давление в камере
 Fig. 2. The input speed of the vapor-gas mixture is 1 m/s:
 a) the current line of the vapor-gas mixture; b) the pressure in the chamber

стигая дна камеры ЭС, ТН теряет свою скорость в несколько раз. Наименьшие потери скорости при прямом вводе ТН. На основании этого предлагается сделать углы ввода ТН в ЭС по продольной оси камеры и с углом ~30° к продольной оси ЭС;

б) скорости ввода парогазовой смеси равны 1/10/48 м/с. Диаметры входного и выходного отверстия камеры равны 40 мм. Давление в камере

равно 1 атм. Угол ввода парогазовой смеси равен 90° (рис. 2–4).

С увеличением скорости ввода ТН (рис. 2–4) закручивание потоков ТН происходит сильнее, что ускоряет смешение газов, соответственно, и процесс теплообмена. Большие скорости ввода ТН могут привести к расплескиванию жидкости на дне ЭС и нарушению целостности поверхности жидкости;

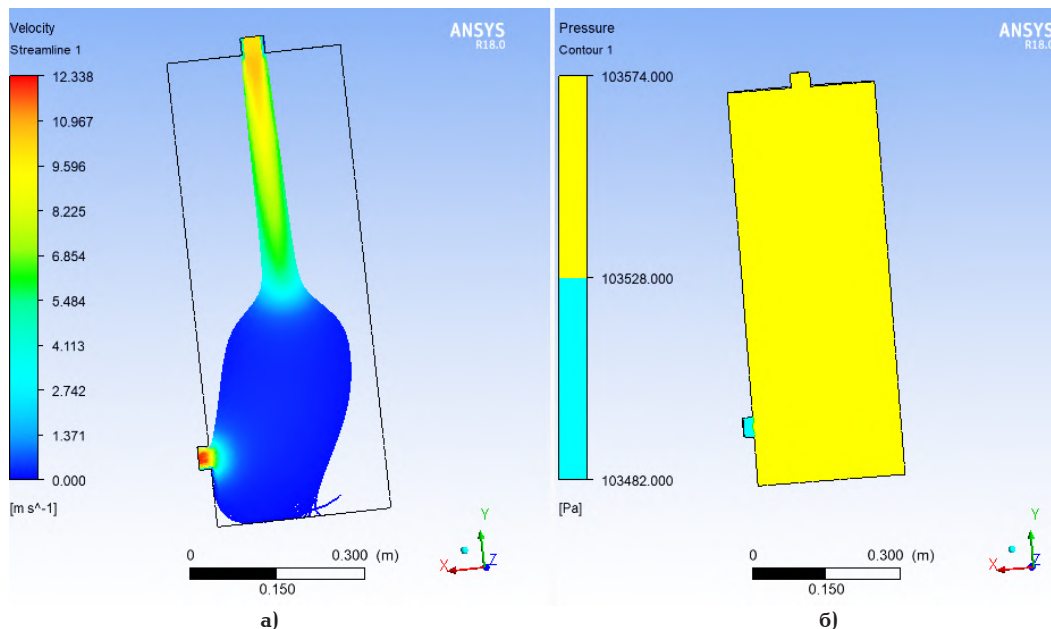


Рис. 3. Скорость ввода парогазовой смеси равна 10 м/с:
 а) линии тока парогазовой смеси; б) давление в камере
 Fig. 3. The input speed of the vapor-gas mixture is 10 m/s:
 а) the current line of the vapor-gas mixture; б) the pressure in the chamber

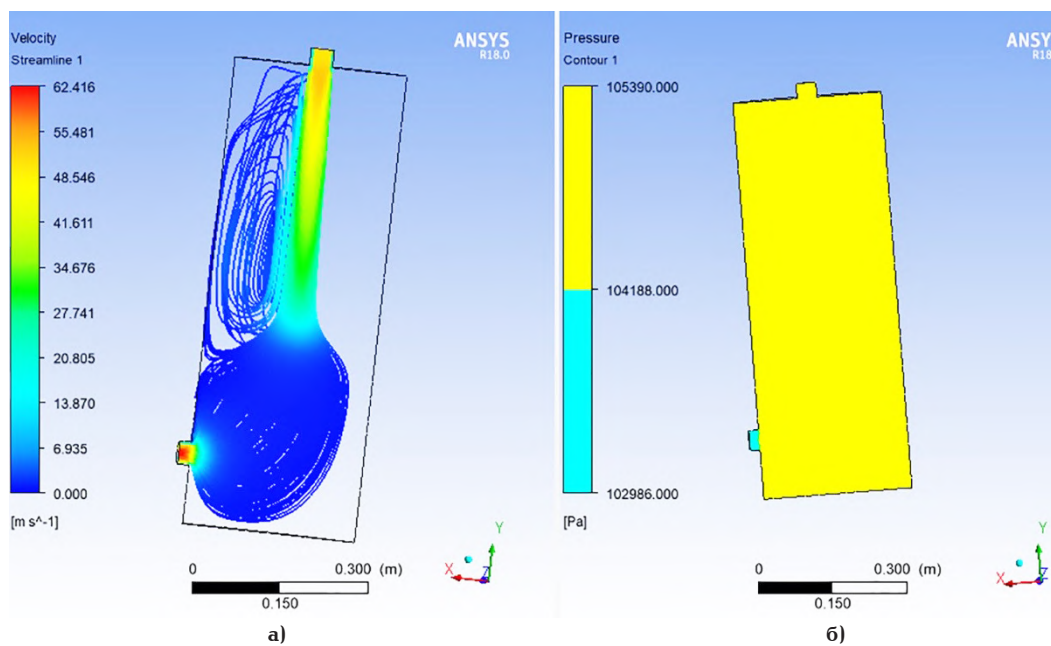


Рис. 4. Скорость ввода парогазовой смеси равна 48 м/с:
 а) линии тока парогазовой смеси; б) давление в камере
 Fig. 4. The input speed of the vapor-gas mixture is 48 m/s:
 а) the current line of the vapor-gas mixture; б) the pressure in the chamber

в) при моделировании полей скоростей при разных диаметрах входного и выходного отверстия (20, 30, 40 мм). Скорость ввода ТН 48 м/с. Начальное давление в камере 1 атм. Графики скоростей приведены на рис. 5.

Полученные результаты моделирования на рис. 5 показали, что диаметры входного и выходного отверстий влияют на распределение ТН в объеме камеры, в том числе и на потери ско-

рости ТН при достижении дна бака, что необходимо учитывать при соблюдении критериев подобия. Для ЭС диаметры отверстий могут быть равны 30 мм.

Математическое моделирование показало распределение потоков ТН. Скорость ввода ТН при достижении дна камеры ЭС, где находится жидкость, падает в несколько раз. Большие скорости ввода улучшают смешивание газа, соот-

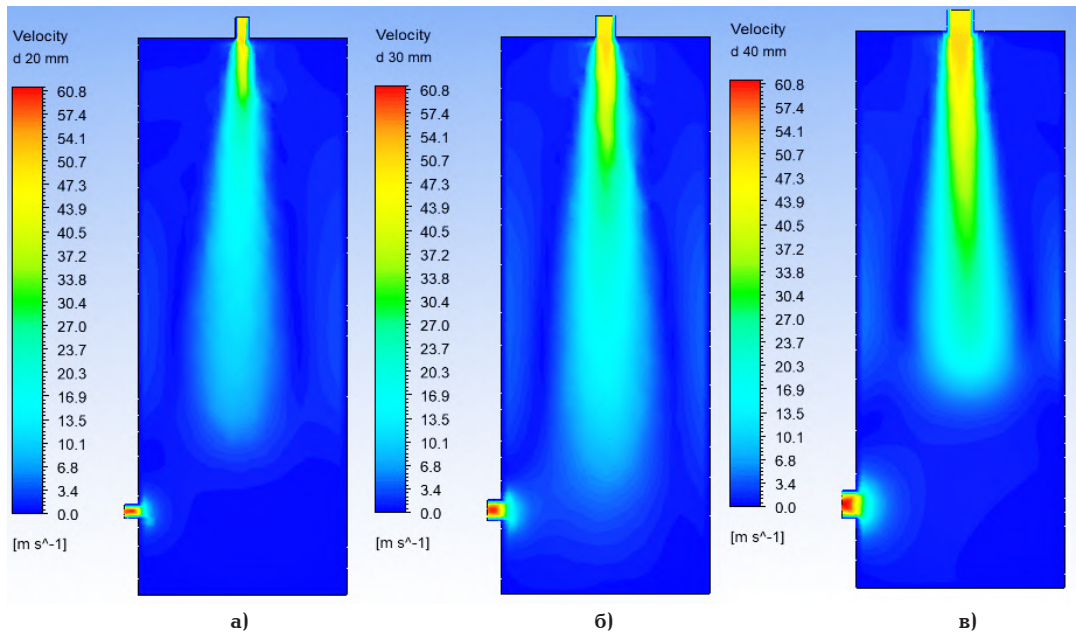


Рис. 5. Графики скоростей при диаметрах отверстий:
 а) 20 мм; б) 30 мм; в) 40 мм

Fig. 5. Velocity graphs with vent diameters:
 a) 20 mm; b) 30 mm; c) 40 mm

Таблица 2. Основные проектные параметры ЭС
 Table 2. The main design parameters of the ES

1	Назначение	Камера предназначена для размещения в ней на специальной взвешиваемой платформе керосина ТС-1
2	Конструкция	Должна представлять собой цилиндр, расположенный вертикально. Нижний фланец должен являться опорой. Торцевые фланцы: верхний фланец съёмный, нижний — несъёмный
3	Диапазон рабочей температуры технологической камеры, °С	от 0 до 150
4	Минимальное давление внутри камеры, не менее, атм,	1
5	Предельное давление внутри камеры, не более, атм,	4
6	Рабочий объём (внутреннее пространство) камеры: Высота × Диаметр, мм	720×260
7	Толщина стенки камеры, не менее, мм	3
8	Массовый секундный расход ТН, кг/с	0,016
9	Скорость ввода ТН, м/с	48
10	Диаметр форсунки ввода ТН, м	0,03
11	Углы ввода ТН, градусы	30, 90, 120

ветственно, и теплообмен, но могут привести к расплескиванию поверхности жидкости.

На основании полученных расчетов критериев подобия и после проведения математического моделирования были выбраны следующие основные технические требования для проектирования ЭС, которые представлены в табл. 2.

Схема экспериментального стенда и порядок функционирования

На рис. 6 представлена схема ЭС на основе разработанных проектных параметров.

В качестве параметров процесса испарения модельной жидкости в ЭС приняты:

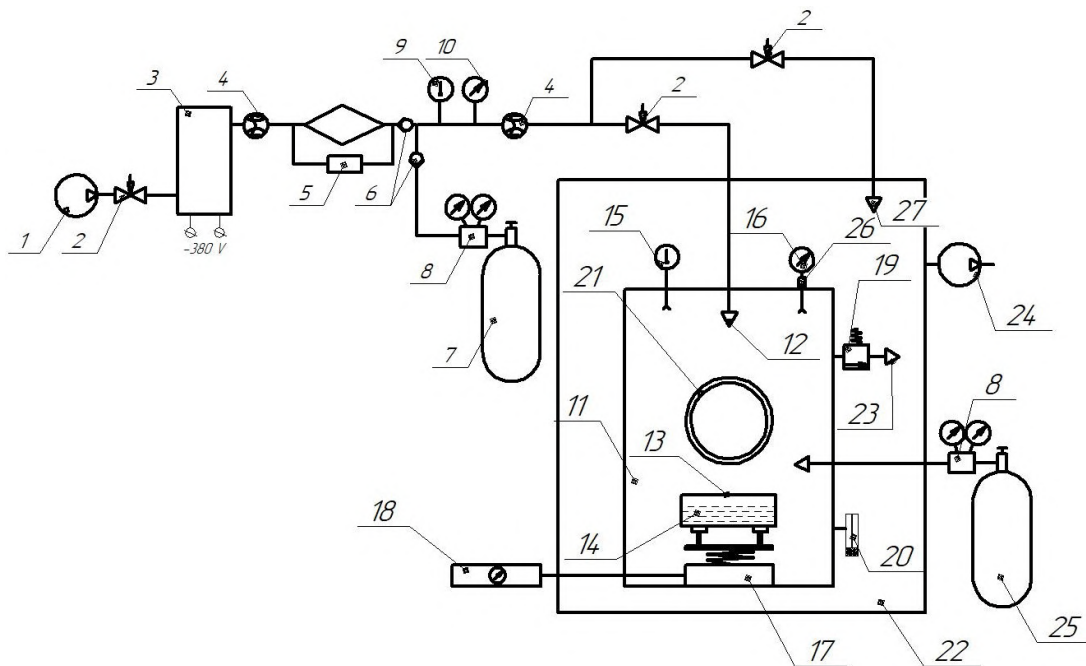


Рис. 6. Схема экспериментального стенда:

- 1 — водяной насос; 2 — проходной клапан (вентиль); 3 — парогенератор;
 4 — расходомер; 5 — пароперегреватель электрический с пропорционально-интегрально-дифференцирующим (ПИД) регулятором;
 6 — обратный клапан; 7 — баллон с кислородом; 8 — газовый редуктор;
 9 — датчик температуры; 10 — датчик давления; 11 — камера ЭС;
 12 — штуцер ввода парогазовой смеси в камеру (сменные сопла с разным сечением и углом наклона);
 13 — ёмкость для модельной жидкости, 14 — модельная жидкость; 15 — датчик температуры;
 16 — датчик давления; 17 — весы с выведенной за пределы камеры автоматикой 18;
 19 — предохранительный клапан; 20 — мембрана предохранительная; 21 — смотровое окно;
 22 — вытяжной шкаф; 23 — штуцера вывода газа в вытяжной шкаф; 24 — вентилятор-вытяжка;
 25 — баллон с гелием; 26 — охладитель для датчика давления;
 27 — штуцер ввода газа в вытяжной шкаф

Fig. 6. The scheme of the experimental stand:

- 1 — water pump; 2 — through valve; 3 — steam generator; 4 — flowmeter;
 5 — electric steam superheater with proportional-integral-differentiating (PID) regulator;
 6 — reverse valve; 7 — oxygen cylinder; 8 — gas reducer; 9 — temperature sensor;
 10 — pressure sensor; 11 — ES chamber; 12 — fitting input of steam-gas mixture into the chamber (replaceable nozzles with different cross section and angle);
 13 — container for model liquid; 14 — model liquid; 15 — temperature sensor;
 16 — pressure sensor; 17 — scales with automation removed outside the chamber 18;
 19 — safety valve; 20 — pressure relief membrane; 21 — viewing window; 22 — hood;
 23 — gas outlet connection to the hood; 24 — fan-exhaust; 25 — the helium tank;
 26 — cooler for the pressure sensor; 27 — gas inlet connection to the hood

— температура стенок ЭС, модельной жидкости, газа внутри ЭС, пластины, на которой располагается модельная жидкость, теплоносителя (ТН);
 — масса испаряющейся модельной жидкости;
 — время испарения.

Параметры подаваемого ТН:

- химический состав: 66% водяного пара + 34% газа кислорода;
- температура (до 150°C);
- массовый-секундный расход (до 0,025 кг/с);
- угол ввода (0°, 30° от вертикальной оси);
- расстояние до жидкости (примерно 500 мм).

Параметры жидкости:

- начальная температура (20–23°C);
- начальная масса жидкости (от 5 до 100 г);
- вид жидкости: вода, спиртовые смеси, керосин.

Порядок проведения эксперимента на ЭС (рис. 6) выглядит следующим образом: перед подачей ТН в камеру ЭС 11 размещают с заданной массой и температурой модельную жидкость 14 в ёмкости 13. Ёмкость располагается на платформе лабораторных весов 17 с выведенной за пределы камеры 11 автоматикой 18.

Все вентили 2, 6 в закрытом положении. Открывается вентиль газового редуктора 8 баллона с гелием 25. Гелий через газовый редуктор 8 поступает в камеру ЭС 11 до значения давления, определяемого с помощью датчика давления 16. После того как давление гелия в камере 11 достигло заданного значения, вентиль газового редуктора 8 баллона 25 закрывается.

Открывается вентиль 2, расположенный после водяного насоса 1 (подача воды может осуществ-

вляться из водопровода). Поток воды поступает в парогенератор 3. Образовавшиеся пары воды поступают в пароперегреватель электрический с ПИД (пропорционально-интегрально-дифференцирующий) регулятором 5, в котором нагреваются до температуры 150 °С и сбрасываются в вытяжной шкаф 22 с вентилятором-вытяжкой 24. Массовый секундный расход паров воды определяется с помощью расходомера 4, расположенного после парогенератора 3.

Открывается вентиль газового редуктора 8 баллона с кислородом 7. Газообразный кислород с заданным расходом смешивается в трубопроводе с перегретыми парами воды. Полученная парогазовая смесь сбрасывается через входной штуцер 27 в вытяжной шкаф 22 с вентилятором-вытяжкой 24 до момента достижения заданного значения температуры, которая определяется с помощью датчика температуры 9. Давление контролируется с помощью датчика давления 10, а массовый секундный расход ТН с помощью расходомера 4.

После достижения заданного значения температуры ТН открывается вентиль, расположенный на входе в камеру ЭС 11 и закрывается вентиль 2, расположенный перед входным штуцером 27. Полученный ТН с заданной температурой и массовым секундным расходом поступает в камеру ЭС 11 через входной штуцер 12. Угол ввода ТН в ЭС 1 задается до начала эксперимента, путём установки сопла с определённым углом наклона. Давление газа в камере ЭС 11 определяется с помощью датчика давления 16.

Для предотвращения выхода из строя датчика давления 16 устанавливается охладитель газа 26. При достижении определённого давления в камере ЭС 11 открывается предохранительный клапан 19, расположенный на выходном патрубке 23 и газовая смесь поступает в вытяжной шкаф 22 с вентилятором-вытяжкой 24. В корпусе камеры ЭС 11 установлена предохранительная мембрана 20, которая срабатывает, если давление в камере ЭС 11 превышает допустимое значение. Визуализация процесса испарения жидкости осуществляется через смотровые окна 21.

Обсуждение полученных результатов

Задачи испарения жидкости в закрытых ёмкостях при различных факторах воздействия являются актуальными, что следует из анализа зарубежных публикаций.

Полученные результаты на основании теории подобия, а также подтвержденные расчетами по программному комплексу ANSYS Fluent, позволили определить проектные параметры ЭС, допускающие его эксплуатацию в условиях университетской лаборатории и использовать его при проведении учебного процесса.

Выводы

1. Проведен анализ состояния экспериментальных исследований по проблеме испарения жидкости в замкнутой ёмкости в России и за рубежом.

2. На основании теории подобия, в том числе геометрического подобия, критериев Рейнольдса,

Нуссельта, Прандтля, а также реальных условий функционирования системы испарения определены проектные параметры ЭС.

3. С использованием программного комплекса ANSYS проведено уточнение проектных параметров ЭС на основе моделирования процесса испарения жидкости.

4. Разработан состав и схема функционирования ЭС.

Список источников

1. Люлин Ю. В., Феоктистов Д. В., Афанасьев И. А., Чачило Е. С. [и др.]. Измерение скорости испарения с локальной поверхности слоя жидкости под действием потока газа // Письма в ЖТФ. 2015. Т. 41, № 14. С. 1–7.

2. Люлин Ю. В., Кабов О. А. Измерение массовой скорости испарения в горизонтальном слое жидкости, частично открытом в движущийся газ // Письма в ЖТФ. 2013. Т. 39, № 17. С. 88–94.

3. Negeed El-Sayed R., Ishihara N., Tagashira K. [et al.]. Experimental study on the effect of surface conditions on evaporation of sprayed liquid droplet // Int. J. of Thermal Sci. 2010. Vol. 49. P. 2250–2271. DOI:10.1016/j.ijthermalsci.2010.08.008.

4. Lyulin Y., Kabov O. Evaporative convection in a horizontal liquid layer under shear–stress gas flow // Int. J. Heat Mass Transfer. 2014. Vol. 70. P. 599–609. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.11.039.

5. Machrafi H., Lyulin Y., Iorio C. S. [et al.]. Numerical parametric study of the evaporation rate of a liquid under a shear gas flow: Experimental validation and the importance of confinement on the convection cells and the evaporation rate // Int. J. of Heat and Fluid Flow. 2018. Vol. 72. P. 8–19. DOI: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2018.05.003.

6. Mo D., Chen Sh., Chen L. [et al.]. Similarity criteria of target thermal radiation characteristics and their application to infrared radiation of jet engine exhaust system // Int. J. of Thermal Sci. 2018. Vol. 25. P. 358–368. DOI:10.1016/j.ijthermalsci.2017.12.003.

7. Belyayev Yu. V., Kuzmin A. N., Zhdanovich O. B., Khodyko Yu. V. Experimental verification of optical similarity of heated molecular jets // High Temp. 1991. Vol. 29. P. 961–966.

8. Bril A. I., Kabashnikov V. P., Khodyko Yu. V. Similarity of the radiation properties of heated jets // High Temp. 1991. Vol. 29. P. 995–1001.

9. Bril A. I., Kabashnikov V. P., Kuzmina N. V., Popov V. M. Similarity of heat radiation from turbulent buoyant jets // Int. J. Heat Mass Transf. 1998. Vol. 10. P. 1347–1356.

10. Trushlyakov V., Shatrov Ya. Improving of technical characteristics of launch vehicles with liquid rocket engines using active onboard de-orbiting systems // Acta Astronautica. 2017. Vol. 138. P. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.05.018.

11. Баранов Д. А., Лемперт Д. Б., Трушляков В. И., Шатров Я. Т. Разработка бортовой системы испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 6 (99). С. 93–103.

12. Трушляков В. И., Урбанский В. А. Исследование параметров процессов испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя в условиях невесомости // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2019. Т. 3, № 2. С. 103–114. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-2-103-114.

13. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.

14. Кутателадзе С. С., Боришанский Б. М. Справочник по теплопередаче. М.: ГЭИ, 1958. 418 с.

15. Луканин В. Н., Шатров М. Г., Камфер Г. М. [и др.]. Теплотехника / под ред. В. Н. Луканина. М.: Высшая школа, 1999. 671 с. ISBN 5-06-003603-0.

ТРУШЛЯКОВ Валерий Иванович, доктор технических наук, профессор (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 2910-2159

AuthorID (РИНЦ): 9914

AuthorID (SCOPUS): 56454317700

ResearcherID: D-7270-2015

Адрес для переписки: vatrushlyakov@yandex.ru

ЛЕСНЯК Иван Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Машиностроение».

SPIN-код: 6114-0646

ResearcherID: E-6397-2014

Адрес для переписки: tigid86@gmail.com

УРБАНСКИЙ Владислав Александрович, аспирант кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 2487-9142

AuthorID (РИНЦ): 978934

Адрес для переписки: vladurba95@gmail.com

Для цитирования

Трушляков В. И., Лесняк И. Ю., Урбанский В. А. К задаче выбора проектных характеристик экспериментального стенда // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2019. Т. 3, № 4. С. 49–58. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-4-49-58.

Статья поступила в редакцию 31.10.2019 г.

© В. И. Трушляков, И. Ю. Лесняк, В. А. Урбанский

TO SELECTION PROBLEM OF DESIGN CHARACTERISTICS OF EXPERIMENTAL STAND

V. I. Trushlyakov, I. Yu. Lesnyak, V. A. Urbansky

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The analysis is done on the state of experimental studies of liquid evaporation in a closed tank in Russia and abroad. On the basis of the theory of similarity including geometric similarity, Reynolds, Nusselt, Prandtl criteria, as well as the real conditions of the evaporation system, the design parameters of the experimental stand (ES) are determined. Using the ANSYS Fluent software package the ES design parameters are refined on the basis of modeling the liquid evaporation process in closed tank. The structure and the scheme of functioning of ES is developed.

Keywords: evaporation, similarity criteria, liquid fuel residues, heat and mass transfer, heat carrier, experimental stand.

References

1. Lyulin Yu. V., Feoktistov D. V., Afanas'yev I. A., Chachilo E. S. [et al.]. Izmereniye skorosti ispareniya s lokal'noy poverkhnosti sloya zhidkosti pod deystviyem potoka gaza [Measurement of the evaporation rate from the local surface of the liquid layer under the action of the gas flow] // *Pis'ma v ZHTF. Pis'ma v ZHTF*. 2015. Vol. 41, no. 14. P. 1–7. (In Russ.).
2. Lyulin Yu. V., Kabov O. A. Izmereniye massovoy skorosti ispareniya v gorizontalm'nom sloye zhidkosti, chastichno otkrytom v dvizhushcheysya gaz [Measurement of mass evaporation rate in a horizontal liquid layer partially open in a moving gas] // *Pis'ma v ZHTF. Pis'ma v ZHTF*. 2013. Vol. 39, no. 17. P. 88–94. (In Russ.).
3. Negeed El-Sayed R., Ishihara N., Tagashira K. [et al.]. Experimental study on the effect of surface conditions on evaporation of sprayed liquid droplet // *Int. J. of Thermal Sci.* 2010. Vol. 49. P. 2250–2271. DOI:10.1016/j.ijthermalsci.2010.08.008. (In Engl.).
4. Lyulin Y., Kabov O. Evaporative convection in a horizontal liquid layer under shear-stress gas flow // *Int. J. Heat Mass Transfer*. 2014. Vol. 70. P. 599–609. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.11.039. (In Engl.).
5. Machrafi H., Lyulin Y., Iorio C. S. [et al.]. Numerical parametric study of the evaporation rate of a liquid under a shear gas flow: Experimental validation and the importance of confinement on the convection cells and the evaporation rate // *Int. J. of Heat and Fluid Flow*. 2018. Vol. 72. P. 8–19. DOI: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2018.05.003. (In Engl.).
6. Mo D., Chen Sh., Chen L. [et al.]. Similarity criteria of target thermal radiation characteristics and their application to infrared radiation of jet engine exhaust system // *Int. J. of Thermal Sci.* 2018. Vol. 25. P. 358–368. DOI:10.1016/j.ijthermalsci.2017.12.003. (In Engl.).
7. Belyayev Yu. V., Kuzmin A. N., Zhdanovich O. B., Khodyko Yu. V. Experimental verification of optical similarity of heated molecular jets // *High Temp.* 1991. Vol. 29. P. 961–966. (In Engl.).
8. Bril A. I., Kabashnikov V. P., Khodyko Yu. V. Similarity of the radiation properties of heated jets // *High Temp.* 1991. Vol. 29. P. 995–1001. (In Engl.).
9. Bril A. I., Kabashnikov V. P., Kuzmina N. V., Popov V. M. Similarity of heat radiation from turbulent buoyant jets // *Int. J. Heat Mass Transf.* 1998. Vol. 10. P. 1347–1356. (In Engl.).
10. Trushlyakov V., Shatrov Ya. Improving of technical characteristics of launch vehicles with liquid rocket engines using active onboard de-orbiting systems // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 138. P. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.05.018. (In Engl.).
11. Baranov D. A., Lempert D. B., Trushlyakov V. I., Shatrov Ya. T. Razrabotka bortovoy sistemy ispareniya nevyrabatyvayemykh ostatkov zhidkogo topliva v bakakh otdelyayushcheysya chasti stupeni rakety-nositelya [Development of Onboard Evaporation System for Liquid Fuel Residues in Tanks of Separated Part of Launch Vehicle Stage] // *Kosmonavtika i raketostroyeniye. Kosmonavtika i Raketostroyeniye*. 2017. No. 6 (99). P. 93–103. (In Russ.).
12. Trushlyakov V. I., Urbanskiy V. A. Issledovaniye parametrov protsessov ispareniya nevyrabatyvayemykh ostatkov zhidkogo topliva v bakakh otdelyayushcheysya chasti stupeni rakety-nositelya v usloviyakh nevesomosti [Study of unusable liquid propellant residues evaporation processes parameters in the tanks of launch vehicle worked-off stage in microgravity] // *Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatsionno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2019. Vol. 3, no. 2. P. 103–114. DOI:10.25206/2588-0373-2019-3-2-103-114. (In Russ.).
13. Vargaftik N. B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey* [Handbook of Thermophysical Properties of Gases and Liquids]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 720 p. (In Russ.).
14. Kutateladze S. S., Borishanskiy B. M. *Spravochnik po teploperedache* [Handbook of heat transfer]. Moscow: GEI Publ., 1958. 418 p. (In Russ.).
15. Lukanin V. N., Shatrov M. G., Kamfer G. M. [et al.]. *Teplotekhnika* [Heat engineering] / Ed. V. N. Lukanin. Moscow: Vysshaya shkola Publ., 1999. 671 p. ISBN 5-06-003603-0. (In Russ.).

TRUSHLYAKOV Valeriy Ivanovich, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Aviation and Rocketry Department.
SPIN-code: 2910-2159
AuthorID (RSCI): 9914
AuthorID (SCOPUS): 56454317700
ResearcherID: D-7270-2015
Address for correspondence:
vatrushlyakov@yandex.ru



LESNYAK Ivan Yuryevich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Mechanical Engineering Department.

SPIN-code: 6114-0646; ResearcherID: E-6397-2014

Address for correspondence: tigid86@gmail.com

URBANSKY Vladislav Alexandrovich, Graduate Student of Aviation and Rocketry Department.

SPIN-code: 2487-9142; AuthorID (RSCI): 978934

Address for correspondence:

vladurba95@gmail.com

For citations

Trushlyakov V. I., Lesnyak I. Yu., Urbansky V. A. To selection problem of design characteristics of experimental stand // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2019. Vol. 3, no. 4. P. 49–58. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-4-49-58.

Received 31 October 2019.

© V. I. Trushlyakov, I. Yu. Lesnyak, V. A. Urbansky