



ЗОЛИН
Анатолий Владимирович
аспирант
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

ZOLIN
Anatoly Vladimirovich
post-graduate
(MSTU named
after N.E. Bauman)



ЧУГУНКОВ
Владимир Васильевич
доктор технических наук,
профессор
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

CHUGUNKOV
Vladimir Vasilievich
Dr. Sc. Techn., Professor
(MSTU named
after N.E. Bauman)

Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе

А.В. Золин, В.В. Чугунков

Рассмотрена методика математического моделирования нестационарных теплообменных процессов при движении потока горючего по магистралям во время выполнения операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе. Подобное моделирование необходимо для определения основных параметров систем температурной подготовки компонентов ракетного топлива перед заправкой их в топливные баки ракет.

Ключевые слова: стартовое оборудование, заправка, температурная подготовка, топливные баки, захлаживание магистралей.

Technique to analyze heat-exchange processes of rocket fuel components when performing operation of rocket fuel tanks filling at the starting complex

A.V. Zolin, V.V. Chugunkov

The mathematical modeling technique for non-stationary heat-exchange processes is considered during the movement of a fuel stream along the main pipeline when performing the operation of rocket fuel tanks filling at the starting complex. Such modeling is necessary to define the key parameters of the temperature preparation systems for rocket fuel components before filling them into rocket fuel tanks.

Keywords: starting equipment, filling, temperature preparation, fuel tanks, main pipelines cooling.

Многие из применяемых в настоящее время компонентов ракетного топлива (КРТ) требуют проведения на стартовом комплексе операций по их охлаждению. Это касается не только криогенных компонентов топлива, таких как жидкий кислород или водород, но и некоторых высококипящих компонентов, например ракетного горючего нафтил.

Для проведения операций температурной подготовки КРТ на стартовых комплексах предусматриваются специальные системы температурной подготовки. В зависимости от типа охлаждаемого горючего и предъявляемых требований эти системы могут использовать различные источники холода, предусматривать наличие теплообменников, отдельных контуров охлаждения и т. д. Основным техническим требованием к этим системам является температура, до которой необходимо охладить ракетное топливо перед заправкой в топливные баки ракеты. В свою очередь, разработчики ракет-носителей предъявляют свои требования к температурной подготовке компонентов ракетного топлива, выражающиеся в допустимом интервале средней температуры топлива в ракетном баке.

Расчетное определение потребной температуры захлаживания горючего при заданной средней температуре компонента в топливном баке представляет собой достаточно сложную задачу, так как в процессе заправки реализуются несколько нестационарных теплообменных процессов. Кроме того, на начальной стадии проектирования имеет смысл проводить несколько серий расчетов с вариациями многих параметров системы заправки КРТ.

Таким образом, можно выделить следующие цели рассматриваемого моделирования:

- определение требований к системе температурной подготовки КРТ стартового комплекса;
- выбор рациональных параметров систем заправки КРТ (диаметров и протяженности магистралей, параметров теплоизоляции трубопроводов).

Теплообменные процессы с участием КРТ во время операции заправки можно разделить на две группы: процессы, протекающие непосредственно в заправочных магистралях, и процессы, протекающие в ракетном баке при теплообмене с ракетным топливом [1]. Рассматриваемая математическая модель также должна включать в себя отдельные модели теплообмена движущегося потока компонента в трубопроводе и в ракетном баке.

Задача теплообмена движущегося потока компонента является нестационарной вследст-

вие значительной теплоемкости трубопровода. Помимо этого на движущийся холодный компонент действуют тепловые потоки из окружающей среды через стенку трубопровода, а также тепловой поток, возникающий в результате трения жидкости о стенки трубы [2]. Таким образом, можно выделить следующие особенности данной задачи:

- необходимость учета теплопередачи через стенку и теплоемкости материала трубопровода;
- учет теплоты трения движущегося потока о стенки трубопровода;
- наличие тепловыделений на местных и линейных сопротивлениях, а также в насосных агрегатах.

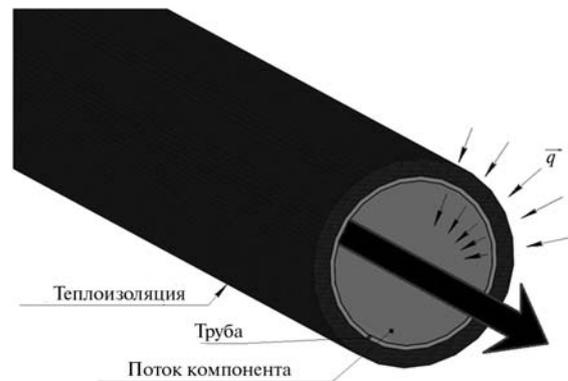


Рис. 1. Схема теплообмена движущегося компонента в трубе

Учитывая перечисленные особенности, а также допущения о незначительности теплоемкости изоляции и перепада температуры по толщине металла заправочной магистрали, в качестве математической модели теплообмена можно использовать следующую систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \frac{\partial T_k}{\partial x} = \frac{\sum Q_{ki}}{G_k C_k (T_k)}, \\ \frac{\partial T_k}{\partial x} = \frac{\sum Q_{ti}}{\rho_T S_T C_T}; \end{cases}$$

$$T_k, T_T = f(x, t),$$

где T_k, T_T — местные температуры компонента и трубопровода; x — координата по длине магистрали; t — время; $\sum Q_{ki}$ — сумма тепловых потоков, подводимых к компоненту топлива со

стороны трубопровода; ΣQ_{Ti} — сумма тепловых потоков, действующих на металлическую стенку трубопровода; G_k — массовый расход компонента; ρ_r — плотность материала трубопровода; S_T — площадь поперечного сечения трубопровода; C_k, C_T — теплоемкости компонента и материала трубопровода.

Результатом решения данной системы дифференциальных уравнений будут температуры КРТ и трубы, как функции двух переменных — координаты по длине трубопровода и времени. По поведению этих функций можно судить о времени наступления практически стационарного теплообмена в рассматриваемой системе, а также о величине установившейся разности температур продукта на входе и выходе из трубы. Зависимость температуры компонента в конечном сечении трубопровода от времени будет являться входными данными для расчета теплообмена и температуры топлива в ракетном баке.

Изменения температур КРТ и трубопровода в его конце на примере одного из вариантов системы заправки ракетным горючим «нафтил» для стартового комплекса на космодроме «Восточный» показано на рис. 2.

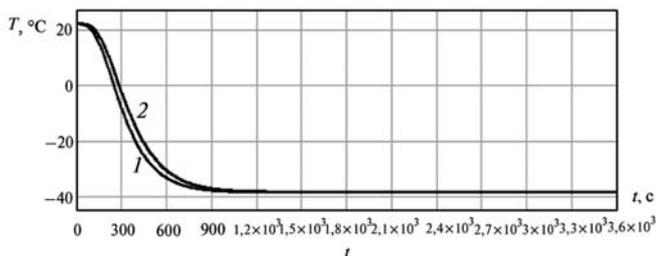


Рис. 2. Изменение температур в конечном сечении трубопровода (1) и КРТ (2) на выходе из магистрали

Теплообмен прибывающего в бак компонента во время выполнения операции заправки необходимо учитывать, так как ракета, как правило, стоит на открытом пространстве и может находиться под интенсивным воздействием солнечных лучей и ветра, а топливный бак не имеет тепловой изоляции. Кроме того, перед заправкой температура бака может быть существенно выше температуры наружного воздуха за счет нагрева потоками солнечной радиации,

что также значительно влияет на среднюю температуру компонента в баке на момент окончания процесса заправки. Учитывая эти моменты, можно выделить следующие особенности задачи теплообмена прибывающего в бак компонента (см. рис. 3):

- изменение массы топлива при заполнении топливного бака;
- изменение площади поверхности теплообмена топлива с оболочкой бака;
- учет теплового потока, действующего со стороны прибывающего компонента;
- изменение температуры топлива на входе в топливный бак.

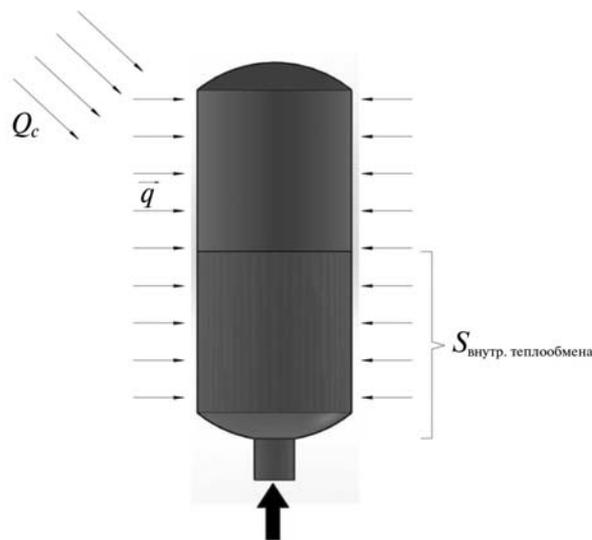


Рис. 3. Схема теплообмена топливного бака в процессе его заполнения ракетным топливом

Математическая модель нестационарного температурного режима топлива в процессе заполнения топливного бака может быть представлена следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \frac{\partial T_k}{\partial t} = \frac{Q_k + Q_{п.к}}{m_k(t)C_k(T_k)}; \\ \frac{\partial T_6}{\partial t} = \frac{\Sigma Q_{6i}}{m_6 C_6}, \end{cases}$$

где T_k, T_6 — температуры компонента топлива и оболочки бака; t — время; Q_k — тепловой поток, действующий на компонент со стороны оболочки бака; $Q_{п.к}$ — тепловой поток от прибывающего компонента; ΣQ_{6i} — сумма тепловых потоков, действующих на оболочку бака;

m_k, m_6 — массы компонента и бака; C_k, C_6 — удельные теплоемкости компонента и материала трубопровода.

Результат решения данной системы — функции от времени средних температур бака и компонента за время выполнения операции заправки. Результаты численного решения приведенных уравнений представлены на рис. 4.

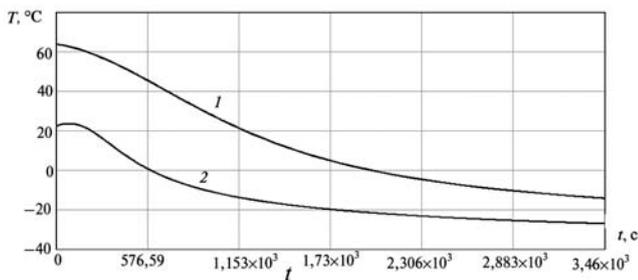


Рис. 4. Изменение температуры бака (1) и топлива в баке (2) в процессе заправки с учетом изменения температуры топлива в заправочной магистрали

Следует отметить, что все тепловые потоки, находящиеся в числителях правых частей всех перечисленных уравнений являются функциями температур. Рассмотренные модели учитывают изменение коэффициентов теплоотдачи в зависимости от температуры стенки.

В результате проведенного моделирования (расчета обеих моделей) можно получить значение средней температуры компонента в баке при заданных параметрах систем заправки и охлаждения компонента, а также ракетного бака. Так как разработчиков стартового оборудования интересует решение обратной задачи, т. е. определение параметров систем заправки и подготовки по техническим требованиям к заправляемому КРТ, требуется проведение серии расчетов с вариациями параметров проектируемых систем. Полученные наборы результатов позволяют выявить факторы, наиболее существенно влияющие на температурное состояние компонента, а также подобрать рациональные параметры систем заправки и подготовки КРТ. Обобщая результаты расчетного анализа с использованием представленных мо-

делей можно выбрать рациональные технические решения:

- по расположению заправочных емкостей на стартовом комплексе;
- по параметрам трубопровода и его теплоизоляции;
- по требуемому значению температурной подготовки топлива к началу заправки;
- по проведению операции предварительного охлаждения магистралей;

При проведении расчетов обычно требуется несколько итераций с подбором параметров. Решение данных систем дифференциальных уравнений в системе компьютерной алгебры занимает несколько минут, что существенно упрощает проведение большого количества итераций по сравнению с другими методами расчета, такими как конечно-элементное моделирование.

Для иллюстрации представления и анализа результатов моделирования в таблице приведены результаты проведения серии расчетов для определения некоторых параметров систем заправки и охлаждения горючего нафтил для стартового комплекса космодрома «Восточный». Варьируемыми параметрами являются диаметр и протяженность трубопровода, а также температура окружающей среды.

Результаты моделирования теплообмена ракетного горючего нафтил при различных параметрах системы заправки

$L, м$	$D_{вн}, мм$	$T_{н}, °C$	$T_{зах}, °C$	$\Delta T_{тр. уст}, °C$	$T_{кон}, °C$
100	200	-20	-30	0,01	-28,8
		+20	-34	0,06	-28,3
	250	-20	-30	0,01	-28,8
		+20	-34	0,07	-28,3
	300	-20	-30	0,01	-28,8
		+20	-34	0,08	-28,2
1000	200	-20	-30	0,1	-28,4
		+20	-37	0,61	-28,2
	250	-20	-30	0,12	-28,3
		+20	-38	0,75	-28,4
	300	-20	-30	0,14	-28,2
		+20	-39	0,89	-28,5

L , м	$D_{\text{вн}}$, мм	$T_{\text{н}}$, °С	$T_{\text{зах}}$, °С	$\Delta T_{\text{тр. уст}}$, °С	$T_{\text{кон}}$, °С
2000	200	-20	-31	0,22	-28,8
		+20	-41	1,32	-28,3
	250	-20	-31	0,26	-28,6
		+20	-43	1,64	-28,4
	300	-20	-31	0,3	-28,4
		+20	-45	1,97	-28,4

Примечание. L — длина заправочной магистрали, м; $d_{\text{вн}}$ — диаметр трубопровода, мм; $T_{\text{н}}$ — температура окружающей среды, °С; $T_{\text{зах}}$ — температура предварительного захлаживания горючего, °С; $\Delta T_{\text{тр. уст}}$ — разность температур на входе и выходе из заправочного трубопровода при установившемся режиме теплообмена, °С; $T_{\text{кон}}$ — средняя температура компонента в баке после окончания процесса заправки, °С.

Выводы

1. Операция предварительного захлаживания магистрали не всегда является обязательной, так как заданных значений температуры в баке можно достичь большим охлаждением топлива при подготовке его к операции заправки. Особенно эффективна эта мера при небольших длинах магистралей, где минимально влияние теплообмена горючего с трубопроводом.

2. С увеличением теплоемкости трубопровода возрастает доля количества теплоты, отдаваемого им горючему. На теплоемкость трубопровода влияет его длина и значительнее (в квадрате) его диаметр. При проектировании заправочной системы необходимо учитывать этот факт, подбирая диаметр магистрали.

3. При больших длинах магистрали основной причиной (свыше 90% от общего полученного тепла) является теплообмен с трубопроводом, доля внешнего теплообмена в повышении температуры горючего мала.

Рассмотренная методика может быть применена на ранних стадиях проектирования для обоснования технического облика и проектных параметров систем заправки и подготовки ракетного топлива на стартовых комплексах при их создании и модернизации.

Литература

1. Чугунков В.В. Теплопередача при сложном теплообмене на поверхностях конструкций. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. 28 с.
2. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 244 с.
3. Горючее нафтил. Физико-химические и эксплуатационные свойства. Руководство по эксплуатации РЭ 301—02—210—2005. ФГУП «РНИЦ Прикладная химия», 2005. 87 с.
4. Золин А.В., Чугунков В.И. К выбору технического облика и рациональных параметров систем охлаждения и обезвоживания для хранилищ углеводородного горючего космодромов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2012. Спец. выпуск: Работы студентов и молодых ученых МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 39—42.

References

1. Chugunkov V.V. *Teplotperedacha pri slozhnom teploobmene na poverkhnostiakh konstruktsii* [Heat transfer in complex heat exchange on the surface structures]. Moscow, MSTU named after N.E. Bauman Publ., 2001. 28 p.
2. Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Fundamentals of heat transfer]. Moscow, Energy Publ., 1977. 244 p.
3. *Goriuchee naftil. Fiziko-khimicheskie i ekspluatatsionnye svoistva. Rukovodstvo po ekspluatatsii RE 301—02—210—2005* [Fuel naphthyl. Physico-chemical and operating properties. Manual operation manual 301—02—210—2005]. FSUE «RRC Applied Chemistry» Publ., 2005. 87 p.
4. Zolin A.V., Chugunkov V.I. K vyboru tekhnicheskogo oblika i ratsional'nykh parametrov sistem okhlazhdeniia i obezvozhivaniia dlia khranilishch uglevodorodnogo goriuchego kosmodromov [On the choice of technological character and efficient parameters of cooling and underwatering systems for hydrocarbon fuel storehouses of cosmodromes]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2012, Special issue of students and young scientists MSTU named after N.E. Bauman. pp. 39—42.

Статья поступила в редакцию 02.10.2012

Информация об авторах

ЗОЛИН Анатолий Владимирович (Москва) — аспирант кафедры «Стартовые и ракетные комплексы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (Россия, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru).

ЧУГУНКОВ Владимир Васильевич (Москва) — доктор технических наук, профессор кафедры «Стартовые и ракетные комплексы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (Россия, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Information about the authors

ZOLIN Anatoly Vladimirovich (Moscow) — post-graduate «Space Vehicles and Acceleration Blocks» Department. MSTU named after N.E. Bauman (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya, 5, 105005, Moscow, Russia, e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru).

CHUGUNKOV Vladimir Vasilievich (Moscow) — Dr. Sc. Techn., Professor «Space Vehicles and Acceleration Blocks» Department. MSTU named after N.E. Bauman (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya, 5, 105005, Moscow, Russia).