

УДК 629.7.085; 629.764.7

А. А. Александров, Р. А. Гончаров,
В. А. Игрицкий, В. В. Чугунков

МЕТОДИКА ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ ОХЛАЖДЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДНОГО ГОРЮЧЕГО СТАРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ ПЕРЕД ЗАПРАВКОЙ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Рассмотрены научно-методические аспекты проведения анализа процессов охлаждения углеводородного горючего с использованием технологий подготовки топлива перед заправкой топливных баков ракет-носителей, основанных на применении кипящего жидкого азота. Необходимость проведения подобного анализа возникает при проектировании систем охлаждения горючего стартовым оборудованием и определении рациональных режимов функционирования оборудования контура охлаждения, при которых в процессе эксплуатации будет потребляться наименьшее количество жидкого азота.

E-mail: sm8@sm8.bmstu.ru

Ключевые слова: стартовое оборудование, топливные баки, заправка, углеводородное топливо, система охлаждения.

В отечественных ракетно-космических комплексах находит применение углеводородное ракетное горючее, которое используется для работы двигателей ракет-носителей “Союз”, “Зенит” и разгонных блоков ДМ. Намечено использование углеводородного горючего в составе перспективных ракетно-космических комплексов “Ангара” и “Байтерек” на космодромах “Плесецк” и “Байконур”, а также в ракетно-космическом комплексе “Русь” на космодроме “Восточный”. Масса углеводородного горючего при заправке ракетных блоков существующих и перспективных ракетно-космических комплексов может иметь значения от нескольких тонн (разгонные блоки типа ДМ, блок И ракеты-носителя “Союз-2”) до нескольких сотен тонн (ракеты-носители “Зенит-2”, “Зенит-3” в вариантах “Морской старт” и “Наземный старт”, перспективные ракеты-носители “Ангара” и “Русь”).

В соответствии с технологией подготовки для повышения плотности углеводородного горючего необходимо подвергать его охлаждению до температур $-28...-30^{\circ}\text{C}$ перед заправкой топливных баков. Процессы охлаждения (нагрева) и термостатирования компонентов ракетного топлива являются одними из наиболее энергоемких и длительных процессов, требующих определения рациональных технологий и режимов подготовки ракетного топлива по температуре средствами стартовых и технических комплексов космодромов.

Важным показателем качества охлажденного до минусовых температур углеводородного горючего является обеспечение его прокачиваемости через фильтры заправочных и бортовых топливных систем, что в свою очередь требует снижения содержания в горючем свободной и растворенной воды до значений не более 0,0004 % по массе перед заправкой в топливные баки изделий, так как основной причиной ухудшения прокачиваемости топлива

является засорение фильтров заправочных и бортовых систем кристаллами льда.

Необходимые свойства углеводородных топлив по содержанию воды в общем случае могут обеспечиваться в несколько приемов, от производства горючего на нефтеперерабатывающих заводах до его обезвоживания в ходе подготовки к заправке средствами наземных комплексов.

Поскольку в настоящее время при производстве горючего его обезвоживание не проводится, так как данный процесс не является стадией производства горючего, и содержание растворенной в нем воды не регламентировано, то задача обезвоживания горючего должна решаться технологиями его подготовки исключительно средствами наземной инфраструктуры космодромов.

Перечисленные обстоятельства требуют поиска, анализа и обоснования рациональных технологий и режимов охлаждения и подготовки ракетного топлива по содержанию в нем воды средствами стартовых и технических комплексов космодромов, что является задачами исследований, проводимых на кафедре “Стартовые ракетные комплексы” МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Охлаждение углеводородного горючего в емкостях-хранилищах на стартовом комплексе может осуществляться за счет применения встроенных во внутреннее пространство и внешних по отношению к емкости-хранилищу теплообменников, в которых в качестве охлаждающих сред могут использоваться жидкий хладоноситель, охлажденный воздух или кипящий жидкий азот [1].

Все схемы систем охлаждения жидкого ракетного топлива по применяемым в них источникам холода подразделяются на системы:

- с парокompрессионными холодильными машинами и жидкостным контуром охлаждения с внутренним и внешним теплообменником;
- с воздушной холодильной машиной и контуром охлаждения с внешним теплообменниками;
- с охлаждением кипящим жидким азотом с внутренним и внешним теплообменниками.

Для систем с парокompрессионными холодильными машинами и жидкостным контуром охлаждения характерны высокая экономичность работы холодильных машин и длительный выход на режим контура охлаждения (как правило, десятки часов) из-за высокой теплоемкости системы, прежде всего жидкого теплоносителя, масса которого в системе может составлять несколько тонн.

Для систем с воздушными холодильными машинами и воздушным контуром охлаждения характерны быстрый выход на требуемый режим работы (десятки минут) из-за низкой теплоемкости теплоносителя (воздуха), повышенное потребление электрической энергии при работе воздушной холодильной машины и контура охлаждения, громоздкость теплообменных аппаратов, влагоотделителей, осушителей, воздухопроводов и фильтров системы охлаждения, а также высокий уровень шума при работе системы.

Для систем охлаждения горючего на основе использования кипящего жидкого азота характерно наличие в больших количествах жидкого азота, производимого на кислородно-азотных заводах космодромов в районах дислокации ракетно-космических стартовых комплексов, так как жидкий азот является побочным продуктом получения жидкого кислорода, широко применяемого в ракетах космического назначения в паре с углеводородными горючими.

Процесс обезвоживания горючего может быть совмещен с его охлаждением жидким азотом через внешний теплообменник вследствие установки специальных сепарирующих фильтров в контуре циркуляции горючего, а также применения технологий, основанных на барботировании топлива газообразным азотом, который после выхода из теплообменника охлаждения горючего

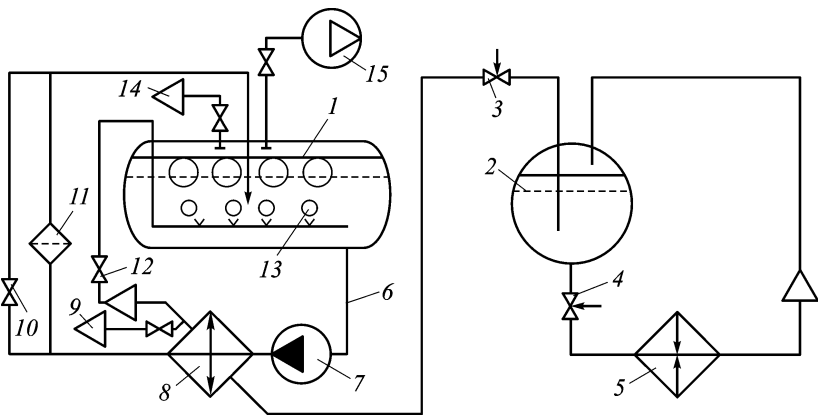


Рис. 1. Схема охлаждения горючего кипящим азотом:

1 и 2 — емкости с жидким горючим и азотом; 3, 4 — дроссельный вентиль; 5 — газификатор-испаритель; 6 — контур охлаждения горючего; 7 — насос; 8 — теплообменник охлаждения горючего; 9, 14 — отвод газообразного азота; 10, 12 — вентиль; 11 — фильтр; 13 — барботер; 15 — линия дегазации горючего

может направляться в барботер емкости-хранилища (рис. 1), что способствует выравниванию температуры топлива по объему емкости-хранилища в процессе охлаждения горючего и удалению воды, пары которой диффундируют в пузырьки азота при их всплытии в топливе.

Проблемными вопросами создания систем охлаждения горючего на основе использования кипящего жидкого азота являются обеспечение режимов охлаждения горючего, исключаяющих его замерзание на теплообменных поверхностях при температурах начала кристаллизации горючего ниже -60°C и кипении азота в теплообменнике в диапазоне температур $-190 \dots -196^{\circ}\text{C}$, а также необходимость создания методического аппарата выбора рациональных параметров системы по расходам жидкого азота и горючего через теплообменники системы охлаждения из условия минимизации затрат азота на охлаждение топлива.

Разработан методический аппарат для анализа процессов охлаждения углеводородного горючего с использованием внешнего теплообменника, выполненного по схеме “труба в трубе” с охлаждающей средой в виде кипящего жидкого азота,двигающегося во внутренней трубе при движении горючего в кольцевом зазоре теплообменника (рис. 2).

Исключение замерзания горючего на наружной поверхности внутренней трубы теплообменника достигается созданием режима теплоотдачи со стороны горючего, зависящего от скорости его движения в теплообменнике, при котором температура внешней поверхности внутренней трубы не должна быть ниже значения -60°C . Для повышения теплоотдачи горючего к внутренней трубе ее наружная поверхность искусственно выполняется шероховатой за счет создания рельефной поверхности или кольцевых выступов для разрушения пограничного слоя на теплообменной поверхности внутренней трубы теплообменника со стороны горючего.

Разработанная математическая модель охлаждения горючего в емкости-хранилище основана на уравнениях квазистационарной теплопередачи, записанных для корпуса и опор емкости-хранилища и контура охлаждения горючего с учетом теплового взаимодействия с окружающей средой и теплового потока, подводимого к горючему насосной станцией, обеспечивающей его циркуляцию через теплообменники системы охлаждения [2]. На основе данной модели создана методика, позволяющая определять и оптимизировать проектные параметры контура охлаждения горючего для достижения

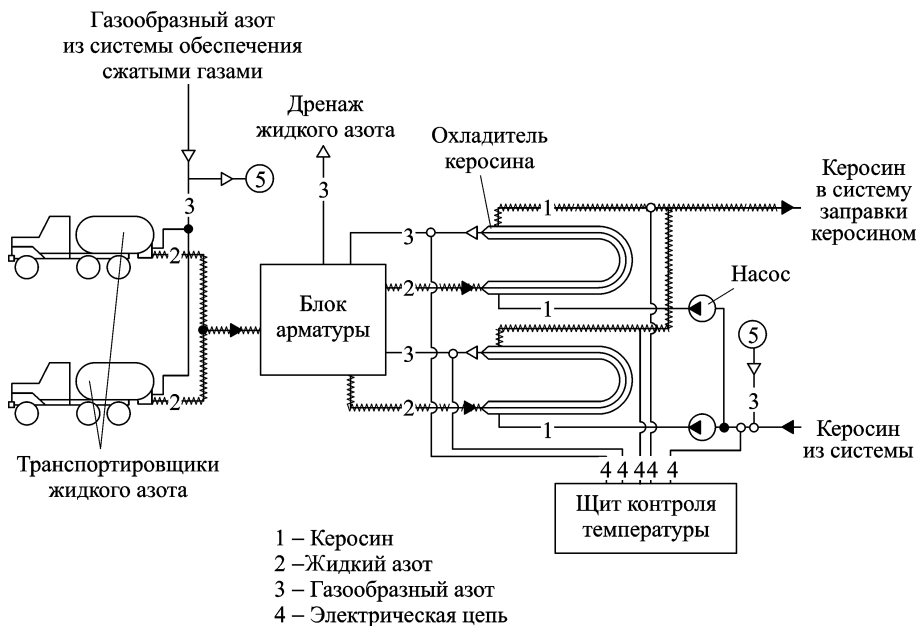


Рис. 2. Вариант системы охлаждения горючего в теплообменниках типа “труба в трубе” кипящим азотом на стартовом комплексе ракеты-носителя “Союз”

требуемого уровня его температуры в емкости-хранилище к началу процесса заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе из условия минимизации затрат азота на охлаждение топлива. Основными расчетными зависимостями проектных расчетов для контура охлаждения горючего являются соотношения для определения изменения относительной температуры горючего Θ в процессе его охлаждения (1), условия достижения требуемого уровня охлаждения горючего (2) и относительной массы жидкого азота, необходимой для операции охлаждения горючего от начальной температуры, равной температуре окружающей среды T_H , до конечной температуры $T_{к.г}$ (3):

$$\Theta = \frac{T_{\Gamma} - T_H}{T_{к.г} - T_H} = \frac{G_a[r_a + c_a(T_{к.а} - T_{кип.а})] - \frac{G_{\Gamma}\Delta P_{\Gamma}}{\rho_{\Gamma}\eta_H}}{k_c F_c (T_H - T_{к.г}) \left(1 + \sum_{i=1}^n k_i F_i / k_c F_c \right)} \times \left\{ 1 - \exp \left[- \frac{k_c F_c \left(1 + \sum_{i=1}^n k_i F_i / k_c F_c \right)}{G_a c_{\Gamma} \left(1 + \sum_{i=1}^n m_i c_i / m_{\Gamma} c_{\Gamma} \right)} \right] \bar{m}_a \right\}; \quad (1)$$

$$G_a \geq \frac{k_c F_c (T_H - T_{к.г}) \left(1 + \sum_{i=1}^n k_i F_i / k_c F_c \right) + \frac{G_{\Gamma}\Delta P_{\Gamma}}{\rho_{\Gamma}\eta_H}}{r_a + c_a(T_{к.а} - T_{кип.а})}; \quad (2)$$

$$\bar{m}_a = \frac{m_a}{m_r} = - \frac{G_a c_r \left(1 + \sum_{i=1}^n m_i c_i / m_r c_r \right)}{k_e F_e \left(1 + \sum_{i=1}^n k_i F_i / k_e F_e \right)} \times \times \ln \left\{ 1 - \frac{k_e F_e (T_H - T_{к.г}) \left(1 + \sum_{i=1}^n k_i F_i / k_e F_e \right)}{G_a [r_a + c_a (T_{к.а} - T_{кип.а}) - \frac{G_r \Delta P_r}{(\rho_r \eta_r)}]} \right\}, \quad (3)$$

где T_r , $T_{к.г}$ — текущая и конечная температура горючего в процессе охлаждения; T_H — температура окружающей среды (начальная температура горючего); m_a — масса жидкого азота, расходуемого на охлаждение горючего; m_r — масса горючего; G_a , G_r — массовые расходы азота и горючего в контуре охлаждения; r_a , c_a — удельные теплота парообразования и теплоемкость паров азота; ρ_r , c_r — плотность и удельная теплоемкость горючего; $T_{к.а}$ — температура газообразного азота на выходе из теплообменника; $T_{кип.а}$ — температура кипения азота в теплообменнике; ΔP_r — суммарные потери давления в контуре охлаждения горючего; η_r — КПД насоса контура охлаждения горючего; k_e , F_e — коэффициент теплопередачи и площадь поверхности емкости-хранилища горючего; k_i , F_i — коэффициент теплопередачи с окружающей средой и площадь поверхности i -го элемента оборудования (насос, трубопроводы, клапаны, фильтры, наружная труба теплообменника охлаждения); m_i , c_i — масса и удельная теплоемкость i -го элемента оборудования.

Наряду с уравнениями (1)–(3) для проведения анализа и выбора рациональных режимов охлаждения горючего используются расчетные зависимости для определения теплоотдачи на поверхностях емкости-хранилища, элементов конструкций контура охлаждения, размеров теплообменника, расхода горючего и потерь давления в контуре охлаждения.

Большинство параметров, характеризующих процесс охлаждения горючего, геометрических и массовых характеристик оборудования контура охлаждения прямо или косвенно зависят от расхода жидкого азота, подаваемого в теплообменник. При этом, как показывают расчеты, зависимость (рис. 3) массы азота, затрачиваемого на охлаждение единицы массы горючего, от массового расхода азота имеет минимум. Наличие экстремума обусловлено повышенными значениями массы азота, необходимого для охлаждения

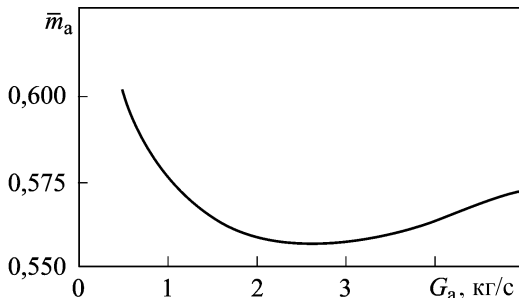


Рис. 3. Характерный вид зависимости относительной массы азота \bar{m}_a от массового расхода азота G_a в системе охлаждения горючего

горючего до нужной температуры: при малых значениях массового расхода азота — из-за большей длительности процесса охлаждения и увеличения теплопритока из окружающей среды, на компенсацию которого расходуется большее количество жидкого азота, а при больших значениях массового расхода — из-за увеличения теплоемкости и теплопритока из окружающей среды через элементы конструкций контура охлаждения с большими массогабаритными характеристиками.

Данный подход к выбору рациональных режимов охлаждения горючего позволяет при проектировании определять технические характеристики оборудования контура охлаждения, при которых в процессе эксплуатации будет потребляться наименьшее количество жидкого азота.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хлыбов В. Ф. Основы устройства и эксплуатации заправочного оборудования. – М.: МО РФ, 2003. – 248 с.
2. Зеленова А. Г., Чугунков В. В. Анализ технологий и режимов охлаждения углеводородного горючего перед заправкой в топливные баки ракет космического назначения // Материалы XXXV академических чтений по космонавтике. Актуальные проблемы Российской космонавтики. Комиссия РАН. – М., 2011. – С. 378–379.

Статья поступила в редакцию 24.12.2010

Анатолий Александрович Александров родился в 1951 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1975 г. Д-р техн. наук, ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, профессор кафедры “Стартовые ракетные комплексы” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Лауреат премии Правительства РФ. Автор более 80 научных работ в области обеспечения безопасности, организации хранения и транспортирования углеводородного топлива.

A.A. Aleksandrov (b. 1951) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1975. D. Sc. (Eng.), rector of the Bauman Moscow State Technical University, professor of “Launch Complexes” department of the Bauman Moscow State Technical University. Winner of RF Government Prize. Author of more than 80 publications in the field of provision of safety, organization of storage and transportation of hydrocarbon fuel.



Роман Александрович Гончаров родился в 1987 г., студент МГТУ им. Н.Э. Баумана.

R.A. Goncharov (b. 1987) — student of the Bauman Moscow State Technical University.





Владимир Александрович Игрицкий родился в 1978 г. окончил МГТУ им. Н.Э.Баумана в 2002 г., Канд. техн. наук, доцент кафедры “Стартовые ракетные комплексы” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор 12 научных работ в области тепло-массообмена в агрегатах и системах стартовых комплексов.

V.A. Igritskii (b. 1978) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 2002. Ph. D. (Eng.), assoc. professor of “Launch Complexes” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 12 publications in the field of heat and mass exchange in equipment and systems of launch complexes.



Владимир Васильевич Чугунков родился в 1950 г. окончил МВТУ им. Н.Э.Баумана в 1973 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Стартовые ракетные комплексы” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор более 120 научных работ в области тепломассообмена в агрегатах и системах стартовых комплексов.

V.V. Chugunkov (b. 1950) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1973. D. Sc. (Eng.), professor of “Launch Complexes” department of the Bauman Moscow State Technical University. Winner of RF Government Prize. Author of

more than 120 publications in the field of heat and mass exchange in equipment and systems of launch complexes.
