

УДК 621.454.2

Логвиненко А. И.

канд. техн. наук, главн. науч. сотрудник отдела проектирования двигательных установок ракет на жидком топливе, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля, Днепр, Украина, e-mail: LohvynenkoAI@science.yuzhnoye.com;

Петренко Р. М.

аспирант, инженер-конструктор отдела проектирования двигательных установок ракет на жидком топливе, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля, Днепр, Украина, e-mail: PetrenkoRM@science.yuzhnoye.com

МЕТОД РАСЧЕТА ПРОГРЕВА ЖИДКОГО ТОПЛИВА В БАКЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Процесс изменения температуры компонентов топлива в баках двигательной установки оказывает существенное влияние на её работу, параметры системы подачи, а также на энергетику ракеты-носителя. Настоящая работа посвящена созданию простого и эффективного метода расчёта температурных полей жидкого топлива в баках двигательной установки, с целью его применения при проектировании систем наддува топливных баков. Показана необходимость математического моделирования прогрева топлива в баках и влияния самого процесса нагрева на параметры системы наддува. При этом важно изменение температуры свободной поверхности топлива, которая формирует интенсивность теплопередачи, характер изменения давления в баке по времени и температуру топлива на входе в насосы двигательной установки. Использование уравнений Навье-Стокса с этой целью усложняет проведение расчётов, что вынуждает к созданию более простых в использовании методов. Помимо определения параметров создаваемых систем наддува топливных баков, учёт прогрева топлива выполняют при обработке её экспериментальных данных. С целью получения фактических коэффициентов теплоотдачи между газом наддува и жидким топливом, необходимо знать, какая доля тепла внесена от газа в жидкость, а какая – результат воздействия аэродинамического теплового потока. Предложенная модель основана на уравнениях передачи тепла внутри твёрдого тела, с использованием эмпирических коэффициентов. В качестве независимых задач рассмотрен расчёт прогрева топлива как от газа наддува, так и от аэродинамического теплового потока. Для определения последнего использованы уравнения турбулентного пограничного слоя, с учётом допущений, основанных на элементарных процессах естественной конвекции. Показана удовлетворительная сходимость расчётных и экспериментальных данных. С помощью описанного метода сделана обработка лётных данных систем наддува, с учётом динамики процессов теплопередачи при различных способах ввода газа наддува в бак, при различных его скоростях и теплофизических свойствах. Применение разработанного метода в составе методик расчёта параметров систем наддува позволяет существенно повысить точность расчётов и в целом снизить трудозатраты на разработку систем подачи топлива двигательной установки.

Ключевые слова: теплообмен, система наддува, аэродинамический тепловой поток, прогрев топлива в баках.

Введение

Изменение температуры компонентов топлива в баках двигательной установки (ДУ) оказывает существенное влияние на её работу, параметры системы подачи, а также на энергетику ракеты-носителя (РН) в целом. В большинстве современных РН топливные баки I-II ступеней выполняются несущими, что, помимо конструктивных преимуществ, влечёт за собой передачу аэродинамического теплового потока через стенки бака к жидкому топливу. Повышение его конечной температуры на входе в насосы ДУ требует повышения давления

топлива (для исключения их кавитации), что приводит к повышению массы СН и ухудшению энергетики РН [1].

Помимо тепла от аэродинамического взаимодействия, топливо в баке воспринимает тепловой поток от горячего газа наддува. Учитывая существование тенденции повышать температуру вводимого газа в бак, снижая массу СН [2], возрастает необходимость в достоверной математической модели этого процесса. Эта задача приобретает актуальность в связи с возможностью использования генераторной СН для баков со сжиженным природным газом (с температурой вводимого газа $\sim 1000^\circ\text{C}$). [3]

Учёт прогрева топлива взаимосвязан с определением фактических коэффициентов теплоотдачи между газом наддува и жидким топливом. При этом необходимо знать, какая доля тепла внесена от газа в жидкость, а какая – результат воздействия аэродинамического теплового потока.

Соответственно, цель данного исследования – сформировать оперативный, простой и эффективный метод расчёта прогрева топлива в баке по его глубине и времени полёта, при воздействии на него аэродинамического потока и горячего газа наддува.

1. Постановка задачи

Известен метод расчёта прогрева верхних слоёв топлива [1], апробированный при создании в КБ «Южное» ряда семейств РН. Его математическая модель основана на решении уравнения теплопроводности полуограниченного твёрдого тела [4]

$$\Delta T_{ж.г}(h, \tau) = \frac{b \dot{q}_{3,ср} \sqrt{a_{ж} \tau}}{\lambda_{ж}} \text{ierfc}(u), \quad (1)$$

$$\dot{q}_{3,ср} = \frac{\int \dot{q}_3(\tau) d\tau}{\tau} \quad (2)$$

$$\text{ierfc}(u) = \frac{e^{-0.8u^2}}{\sqrt{\pi}} - u \left(1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^u e^{-x^2} dx\right) \quad (3)$$

$$u = \frac{h}{\xi \sqrt{a_{ж} \tau}}, \quad (4)$$

где $\Delta T_{ж.г}(h, \tau)$ - температурный прогрев верхнего слоя топлива от воздействия газа наддува с его свободной поверхностью;

h - глубина (от уровня свободной поверхности);

τ - момент времени;

b - эмпирический коэффициент;

$\dot{q}_{3,ср}$ - осреднённый тепловой поток, подведённый к свободной поверхности топлива и отнесённый к её площади;

$a_{ж}$ - коэффициент температуропроводности жидкого топлива;

$\lambda_{ж}$ - коэффициент теплопроводности жидкого топлива;

$\dot{q}_3(\tau)$ - удельный тепловой поток, поступающий в свободную поверхность топлива;

ξ - эмпирический коэффициент.

Коэффициенты b, ξ определяются по ре-

зультатам наземных испытаний для различных компонентов топлива. Основным недостатком этого метода - отсутствие учёта его прогрева от аэродинамического теплового потока.

Известен также метод определения прогрева топлива от аэродинамического тепла [5], в котором принимается, что его накопление происходит около свободной поверхности. Эта математическая модель апробирована при создании РН «Титан-2» и «Титан-3», однако обладает существенным недостатком – невозможностью определения температуры нижних слоёв топлива, что необходимо для оценки его конечной температуры на входе в насосы ДУ.

Устранение недостатка модели [5] возможно при адаптации уравнений (1-4) под его физическую модель прогрева. Формирование итоговой последовательности расчёта описано ниже.

2. Формирование метода расчёта

2.1. Случай существенного вклада аэродинамического теплового потока

При полете РН в плотных слоях атмосферы на топливные баки воздействуют аэродинамические тепловые потоки, повышая температуру компонента в пристеночном слое бака. Образуемый при движении прогретого компонента вдоль стенки бака пограничный слой замыкается на его свободной поверхности. Это приводит к повышению температуры компонента в баке и формированию температурного профиля по глубине $\Delta T_{ж}(h, \tau)$.

Движение прогретого компонента при аэродинамическом нагреве вверх вдоль стенки бака обусловлено воздействием только перегрузки и разности его плотностей в баке и в пограничном слое. Диаметр топливного бака значительно больше толщины пограничного слоя, что позволяет в данном случае воспользоваться теорией турбулентного пограничного слоя при свободной конвекции в неограниченном объеме. Тогда распределение относительного прогрева и скорость в пограничном слое описываются известными уравнениями: [6]

$$\bar{\Delta T}_y = \frac{\Delta T_y(\bar{y})}{\Delta T_{wz}} = 1 - \bar{y}^{1/7}, \quad (5)$$

$$\bar{y} = \frac{y}{\delta}, \quad (6)$$

$$\Delta T_y(\bar{y}) = T_y(\bar{y}) - T_{ж.ср}, \quad (7)$$

$$\Delta T_{wz} = T_{wz} - T_{ж.ср}, \quad (8)$$

где $\Delta T_y(\bar{y})$ - зависимость перегрева пограничного слоя относительно средней температуры жидкости;

y - расстояние от нагретой стенки до рассматриваемой точки пограничного слоя;

δ - текущая толщина пограничного слоя;

ΔT_{wz} - перегрев погруженной в топливо конструкции бака, относительно его средней температуры;

$T_{ж.ср}$ - средняя температура жидкого топлива;

T_{wz} - температура погруженной в топливо конструкции бака;

$$\Delta \bar{W}_y = \frac{W_y(\bar{y})}{\sqrt{g n_x \beta_{ж} H (T_{wz} - T_{ж.ср})}} = \bar{y}^{1/7} (1 - \bar{y})^4, \quad (9)$$

где $W_y(\bar{y})$ - скорость всплывания пограничного слоя;

g - ускорение свободного падения;

n_x - продольная перегрузка;

$\beta_{ж}$ - коэффициент температурного расширения жидкости;

H - высота гидравлического столба.

Относительная средняя температура пограничного слоя может быть определена как

$$\Delta \bar{T}_{y.ср} = \frac{\Delta T_{y.ср}}{\Delta T_{wz}} = \frac{\int_0^{\delta} W_y \Delta T_y dy}{\Delta T_{wz} \int_0^{\delta} W_y dy} = \frac{\int_0^1 \bar{W}_y \Delta \bar{T}_y d\bar{y}}{\int_0^1 \bar{W}_y d\bar{y}} = \frac{\int_0^1 \bar{y}^{1/7} (1 - \bar{y})^4 (1 - \bar{y}^{1/7}) d\bar{y}}{\int_0^1 \bar{y}^{1/7} (1 - \bar{y})^4 d\bar{y}} = 0,25, \quad (10)$$

где $\Delta T_{y.ср}$ - средний перегрев пограничного слоя относительно средней температуры жидкости.

Двигающийся вдоль стенок пограничный слой достигает уровня свободной поверхности топлива и растекается по нему в направлении от стенок к центру бака. Принимается, что в результате интенсивного перемешивания прогрев свободной поверхности компонента ΔT_3 будет близок к среднемассовому прогреву пограничного слоя $\Delta T_{y.ср}$, т.е.

$$\Delta T_3 = \Delta T_{y.ср} = 0,25 \Delta T_{wz}. \quad (11)$$

Итоговый профиль температур $\Delta T_{ж}(h, \tau)$ формируется только этим процессом:

$$\Delta T_{ж}(h, \tau) = \Delta T_{ж.а}(h, \tau) \quad (12)$$

где $\Delta T_{ж.а}(h, \tau)$ - температурный прогрев топлива под воздействием аэродинамического теплового потока.

Зависимость $\Delta T_{ж.а}(h, \tau)$ предложено вывести на основе уравнений (1-4)

$$\Delta T_{ж.а}(h, \tau) = \frac{b_a \dot{q}_{wz.ср} \sqrt{a_{ж} \tau}}{\lambda_{ж}} \text{ierfc} \left(\frac{h}{\xi_a \sqrt{a_{ж} \tau}} \right), \quad (13)$$

$$\dot{q}_{wz.ср} = \frac{\int \dot{Q}_{wz}(\tau) dt}{\tau S_3}, \quad (14)$$

где $\dot{q}_{wz.ср}$ - осреднённый тепловой поток, воспринятый жидкостью от конструкции бака, отнесённый к площади свободной поверхности топлива;

$\dot{Q}_{wz}(\tau)$ - зависимость теплового потока, поступающего в жидкость от конструкции бака;

S_3 - площадь свободной поверхности топлива.

На основе результатов обработки экспериментальных данных получено

$$b \cong \frac{4}{\xi} \quad (15)$$

тогда уравнение (13) примет вид:

$$\Delta T_{ж.а}(h, \tau) = \frac{4 \dot{q}_{wz.ср} \sqrt{a_{ж} \tau}}{\lambda_{ж} \xi_a} \text{ierfc} \left(\frac{h}{\xi_a \sqrt{a_{ж} \tau}} \right) \quad (16)$$

Из условия (11) и уравнения (16) выполняется подбор ξ_a

$$\frac{4 \dot{q}_{wz.ср} \sqrt{a_{ж} \tau}}{\lambda_{ж} \xi_a} \text{ierfc}(0) = \Delta T_{y.ср} \quad (17)$$

$$\xi_a = \frac{4 \dot{q}_{wz.ср} \sqrt{a_{ж} \tau}}{\lambda_{ж} \Delta T_{y.ср}} = 0,564 \quad (18)$$

$$\Delta T_{ж.а}(h, \tau) = \frac{\Delta T_{y.ср}}{0,564} \text{ierfc} \left(\frac{h}{0,564 a_{ж} \tau \frac{4 \dot{q}_{wz.ср}}{\lambda_{ж} \Delta T_{y.ср}}} \right) \quad (19)$$

Таким образом, уравнение (19) позволяет определить прогрев топлива по глубине при воздействии аэродинамического теплового потока и пренебрежении другими влияющими факторами.

Величина $T_{y,cp}$ зависит от температуры погруженной в жидкость стенки бака T_{wz} , которая переменна по времени полёта, и определяется на основе теплового баланса:

$$\dot{T}_{wz} = \frac{\dot{q}_a - \dot{q}_{wz}}{G_{wz}c_{wz}} F_{wz} \cong \frac{\dot{q}_a - \dot{q}_{wz}}{c_{wz}\delta_{wz}\rho_{wz} \left(1 + \frac{\delta_{wz}}{d}\right)}, \quad (20)$$

где \dot{q}_a - удельный аэродинамический тепловой поток в конструкцию бака;

G_{wz} - масса стенок бака, погруженных в жидкое топливо;

c_{wz} - теплоёмкость материала стенок;

F_{wz} - площадь теплообмена топлива со стенками бака;

δ_{wz} - толщина стенок;

ρ_{wz} - плотность материала конструкции;

d - внутренний диаметр бака.

Величину \dot{q}_{wz} можно определить на основе уравнения

$$\dot{q}_{wz} = \alpha_{wz}\Delta T_{wz}, \quad (21)$$

где α_{wz} - коэффициент теплоотдачи от погруженных стенок бака к жидкому топливу, который определяется с помощью критериального уравнения для турбулентного пограничного слоя [7]:

$$Nu = 0,135(Gr \cdot Pr)^{1/3}. \quad (22)$$

Следует отметить, что зависимостью (19) можно пользоваться при отсутствии кипения на стенке бака, т.е. при

$$T_{wz} = (T_0 + \Delta T_{wz}) < T_s, \quad (23)$$

$$T_s = f(P_{ж}), \quad (24)$$

где T_0 - начальная температура топлива;

T_s - температура кипения жидкости (является функцией давления);

$P_{ж}$ - местное давление жидкости.

Необходимо подчеркнуть, что прогрев компонента определяется относительно его среднemasсовой температуры

$$T_{ж,cp} = T_0 + \Delta T_{ж,cp}, \quad (25)$$

где значение $\Delta T_{ж,cp}$ находится из уравнения теплового баланса

$$\Delta T_{ж,cp} = \frac{\Delta Q_{ж}}{G_{ж}c_{ж}} = \frac{\phi_a \int_0^{\tau} \dot{q}_{wz} F_{wz} d\tau}{c_{ж}\rho_{ж}S_3H}, \quad (26)$$

где $\Delta Q_{ж}$ - тепловая энергия, подведённая в жидкость;

$G_{ж}$ - масса топлива в баке;

$c_{ж}$ - теплоёмкость жидкого топлива;

ϕ_a - коэффициент теплосодержания;

$\rho_{ж}$ - плотность жидкого топлива.

Коэффициент ϕ_a , численно равный отношению тепла, находящегося в баке в виде прогретого компонента, к общему количеству тепла, подведенного к нему за рассматриваемый период времени, можно представить в виде

$$\phi_a(h_i) = \frac{\Delta Q_{ж}(h_i)}{\Delta Q_{ж}} = \frac{c_{ж}\rho_{ж}S_3 \int_0^{h_i} \Delta T_{ж,a}(h, \tau) dh}{c_{ж}\rho_{ж}S_3 \int_0^{\infty} \Delta T_{ж,a}(h, \tau) dh}, \quad (27)$$

где $\Delta Q_{ж}(h_i)$ - тепловая энергия, подведённая в жидкость и содержащаяся в её объёме от свободной поверхности топлива до уровня глубины h_i .

Преобразуем выражение (27):

$$\begin{aligned} \phi_a(u_i) &= \frac{\int_0^{u_i} ierfc(u) du}{\int_0^{\infty} ierfc(u) du} = \frac{\int_0^{\infty} ierfc(u) du - \int_{u_i}^{\infty} ierfc(u) du}{\int_0^{\infty} ierfc(u) du} = \\ &= 1 - \frac{\int_{u_i}^{\infty} ierfc(u) du}{\int_0^{\infty} ierfc(u) du} = 1 - 4 \int_{u_i}^{\infty} ierfc(u) du, \quad (28) \end{aligned}$$

где

$$u_i = \frac{h_i}{\xi_a \sqrt{a_{ж}\tau}}. \quad (29)$$

Графическая зависимость $\phi(u)$ вместе с $ierfc(u)$ показана на рис. 1.

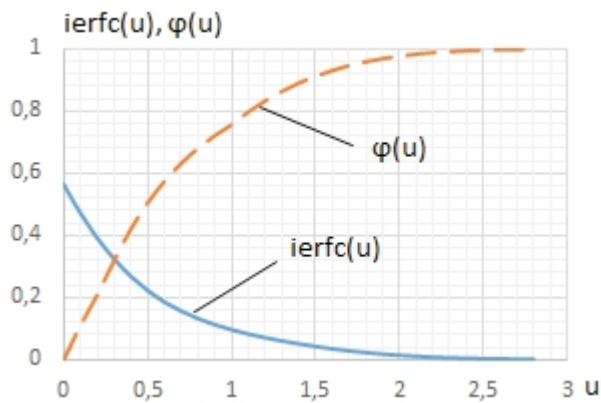


Рис. 1. Зависимости $ierfc(u)$ и $\varphi(u)$

При уменьшении \dot{q}_a некоторое время прогрев верхнего слоя компонента не изменится, так как потери тепла из верхних слоев в нижние компенсируются за счет поступления в эту область части пограничного слоя, имеющего более высокую температуру. Однако, дальнейшее снижение температуры пограничного слоя приведёт к тому, что он уже не достигнет свободной поверхности топлива. В предельном случае, когда тепловое воздействие вообще прекращается, коэффициент температурного профиля ξ_a не изменяется и из уравнений (11, 16) следует, что

$$\Delta T_{y,cp} \sqrt{\tau} = const. \quad (30)$$

Для упрощения расчётной модели принимается использовать условие (30), начиная с момента времени τ^* , когда температура поверхности компонента начинает уменьшаться. Расчёт температуры свободной поверхности проводится по формуле

$$\Delta T_3 = \Delta T_3^* \sqrt{\frac{\tau^*}{\tau}}, \quad (31)$$

где ΔT_3^* - максимальный прогрев свободной поверхности топлива;

τ^* - момент времени, в который реализовалось значение ΔT_3^* .

2.2. Случай воздействия аэродинамического теплового потока и горячего газа наддува

В общем случае, перед запуском ДУ в баках существует первоначальный температурный профиль топлива $\Delta T_{ж,0}(h)$, который сформирован системой заправки и теплопередачей с окружающей средой при стоянке РН. Для дальнейших расчётов зависимость $\Delta T_{ж,0}(h)$ принимается известной.

После выхода СН на режим, горячий газ наддува контактирует с поверхностью топлива и передаёт ему тепловую энергию. Под его

воздействием формируется его температурный профиль $\Delta T_{ж,г}(h, \tau)$, определение которого проводится по (1-4).

В условиях существования прогретого верхнего слоя,двигающийся вдоль стенок пограничный слой не достигает свободной поверхности топлива. При достижении уровня топлива h^* , среднemasовая температура которого равна $T_{y,cp}$, подъёмная сила прекращает своё действие, и пристеночный слой перемешивается с остальным топливом на этом уровне. В результате интенсивного перемешивания прогрев этого слоя компонента будет близок к среднemasовому его прогреву, т.е.

$$\Delta T_a^* = \Delta T_{y,cp} = 0,25 \Delta T_{wz}. \quad (32)$$

Уровень h^* определяется на основании условия:

$$\Delta T_0(h^*) + \Delta T_{ж,а}(h^*, \tau) = \Delta T_{y,cp}. \quad (33)$$

Результаты обработки данных полётных испытаний ДУ позволяет утверждать, что тепловой поток от газа наддува оказывает незначительное влияние на температуру слоёв топлива, глубиной от 70...100 см и ниже [8]. Для примера, на рис. 2 показаны результаты замеров температуры топлива по глубине.

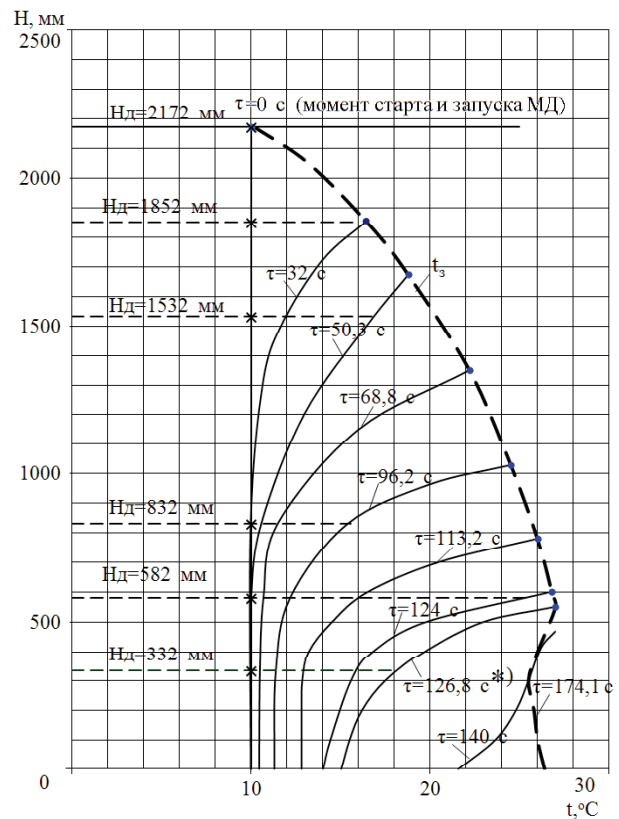


Рис. 2. Результаты замеров температуры жидкого топлива по его глубине [8]

Исходя из описанного выше, принимается определять прогрев верхнего слоя (до глубины h^*) по апробированным уравнениям (1-5), а температуру нижних слоёв вычислять согласно модели аэродинамического прогрева, описанной в п.2.1.

Итоговое уравнение прогрева топлива, в случае комбинированного воздействия на него тепловых потоков, принимает вид

$$\Delta T_{\text{ж}}(h, \tau) = \begin{cases} \frac{4\dot{q}_{\text{з.ср}}\sqrt{a_{\text{ж}}\tau}}{\xi\lambda_{\text{ж}}} \operatorname{ierfc}\left(\frac{h}{\xi\sqrt{a_{\text{ж}}\tau}}\right) + \Delta T_0(h) & h < h^* \\ \frac{\Delta T_{\text{у.ср}}}{0,564} \operatorname{ierfc}\left(\frac{h}{0,564a_{\text{ж}}\tau \frac{4\dot{q}_{\text{вз.ср}}}{\lambda_{\text{ж}}\Delta T_{\text{у.ср}}}}\right) + \Delta T_0(h) & h \geq h^* \end{cases} \quad (34)$$

3. Апробация полученного метода

На рис. 3 показано сравнение результатов расчёта температуры азотного тетраоксида (АТ) на входе в насос ДУ I ступени с замерами его температуры при пуске одной из РН. В составе системы подачи используется генераторная СН, которая обеспечивает скоростной ввод газа с температурой 420...500 °С. Это приводит к интенсивному прогреву верхних слоёв АТ. Влияние аэродинамического теплового потока проявляется лишь в середине полёта, а в конце полёта её повышение происходит за счёт прогрева от газа наддува.

По результатам сравнения на рис. 3 наблюдается удовлетворительная сходимость расчётных и экспериментальных температур. Стоит отметить, что немаловажное влияние на итоговое распределение температур оказывает начальный температурный профиль, среднемассовый прогрев по которому может составлять до 1 К.

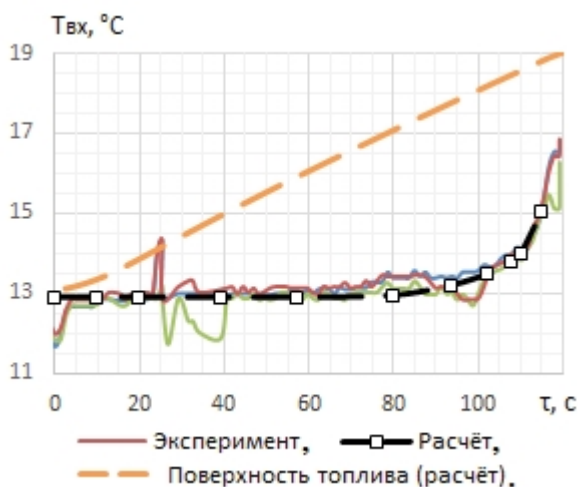


Рис. 3. Сходимость с экспериментом расчётной температуры АТ на входе в насосы ДУ

Для этой же ДУ, на рис. 4 показана сходимость результатов расчёта температуры несимметричного диметилгидразина (НДМГ) на входе в насос.

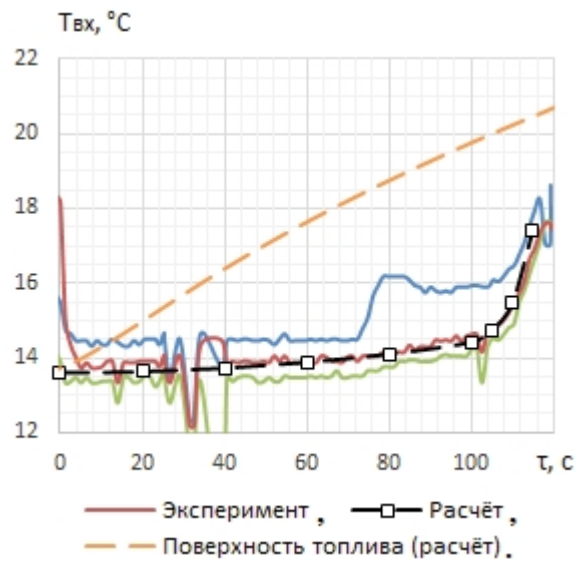


Рис. 4. Сходимость с экспериментом расчётной температуры НДМГ на входе в насосы ДУ

Используемая генераторная СН реализует низкоскоростной ввод газа наддува с температурой 250 °С. Однако, его насыщенность парами горючего приводит к их интенсивной конденсации на свободной поверхности топлива, и повышенному её нагреву. Характер изменения температуры НДМГ по времени аналогичен АТ.

Заключение

Разработан простой и эффективный метод расчёта прогрева жидкого топлива в баке. Его математическая модель составлена на основе уравнений теплопроводности, теории пограничного слоя, и предположений, основанных на физике процессов, сопровождающих свободную конвекцию в жидкостях. Простота метода позволяет использовать его в составе методик расчёта параметров СН, что повышает точность результатов расчёта в целом.

Показана удовлетворительная сходимость расчётных и экспериментальных данных, что подтверждает работоспособность метода.

Р.С. Авторы считают своим долгом отметить существенный вклад в постановку и решение данной задачи к.т.н. Мосейко В.А.

Литература

1. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н. М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 336 с.
2. Проектирование газобаллонных систем наддува баков двигательных установок ракет-

носителей. Проблемы и пути их решения [Текст] / Ю. А. Митиков, Н. В. Масляный, Ю.К. Гонтарев и др. // Проблемы высокотемпературной техники. – 2014. – №1. – С. 120-129.

3. Петренко Р. М. Эффективность применения генераторных систем наддува баков со сжиженным природным газом перспективных ракет-носителей [Текст] / Р. М. Петренко, А. И. Логвиненко // Космические технологии: настоящее и будущее : материалы VII Междунар. науч. конф., Днепр, 21-24 мая 2019 г. – Днепро, 2019. – С. 39.

4. Лыков А. В. Теория теплопроводности [Текст] / А. В. Лыков. – М.: Высшая школа, 1967. – 600 с.

5. Ring E. Rocket propellant and pressurization systems [Text] / E. Ring. – Englewood Cliffs : Prentice-hall, 1964. – 310 p.

6. Schlichting H. Boundary layer theory [Text] / H. Schlichting., K. Gersten – 9th ed. – Berlin : Springer, 2017. – 805 p.

7. Кутателадзе С. С. Основы теории теплообмена [Текст] / С. С. Кутателадзе. – 4-е изд., доп. – Новосибирск : Наука, 1970. – 416 с.

8. Логвиненко А. И. Повышение энергетики РН путем совершенствования характеристик пневмогидравлических систем двигательных установок [Текст] / А. И. Логвиненко // Космическая техника, ракетное вооружение. – 2017. – №2 (114). – С.19-24.

Поступила в редакцию 12.05.2019

А.І. Логвиненко, Р.М. Петренко. Метод розрахунку прогріву рідкого палива в баку рушійної установки ракети-носія

Процес зміни температури компонентів палива в баках рухової установки робить істотний вплив на її роботу, параметри системи подачі, а також на енергетику ракети-носія. Справжня робота присвячена створенню простого і ефективного методу розрахунку температурних полів рідкого палива в баках рухової установки, з метою його застосування при проектуванні систем наддування паливних баків. Показані необхідність математичного моделювання прогрівання палива в баках, і впливи самого процесу нагріву на параметри системи наддування. При цьому важлива зміна температури вільної поверхні палива, яка формує інтенсивність теплопередачі, характер зміни тиску в баку за часом і температуру палива на вході в ДУ. Використання рівнянь Нав'є-Стокса з цією метою ускладнює проведення розрахунків, що змушує до створення простіших у використанні методів. Окрім визначення параметрів створюваних систем наддування паливних баків, облік прогрівання палива виконують при обробці її експериментальних даних. З метою отримання фактичних коефіцієнтів тепловіддачі між газом наддування і рідким паливом, необхідно знати, яка доля тепла внесена від газу в рідину, а яка - результат дії аеродинамічного теплового потоку. Запропонована модель, заснована на рівняннях передачі тепла усередині твердого тіла, з використанням емпіричних коефіцієнтів. Як незалежні завдання розглянутий розрахунок прогрівання палива як від газу наддування, так і від аеродинамічного теплового потоку. Для визначення останнього використані рівняння турбулентного пограничного шару, з урахуванням допущень, заснованих на елементарних процесах природної конвекції. Показана задовільна збіжність розрахункових і експериментальних даних. За допомогою описаного методу зроблена обробка льотних цих систем наддування, з урахуванням динаміки процесів теплопередачі при різних способах введення газу наддування в бак, при різних його швидкостях і теплофізичних властивостях. Використання розробленого методу у складі методів розрахунку параметрів систем наддування дозволяє суттєво підвищити точність розрахунків і в цілому знизити трудовитрати на розробку систем постачання палива рушійних установок.

Ключові слова: теплообмін, система наддування, аеродинамічний тепловий потік, нагрівання палива у баках.

A.I. Lohvynenko, R.M. Petrenko. Calculation method of liquid propellant heating in propulsion system tank

Process of propellant temperature change in tanks of propulsion system makes essential impact on its working, parameters of its propellant supply system, and also on rocket payload capability. The present work is devoted creation of a simple and effective calculation method of liquid propellant temperature fields in tanks of propulsion system, for the purpose of its application at designing propellant tanks pressurization systems. Necessity of propellant warming up mathematical modelling in tanks, and influences of the heating process on pressurization system parameters is shown. Change of temperature of propellant free surface, which forms intensity of a heat transfer,

character of pressure change in a tank on time, and propellant temperature on an input in propulsion system is thus important. Use of the equations of Navier-Stokes with that end in view complicates carrying out of calculations that compels to creation of more simple in use of methods. Besides parameters definition of created fuel tanks pressurization systems, the account of propellant warming up carry out at processing of its experimental data. For evaluating of heating transfer coefficient between pressurization gas and liquid propellant, it is necessary to know, what share of heat is brought from gas in a liquid, and what - result of influence of an aerodynamic thermal stream. The offered model is based on the equations of heat transfer in a firm body, with use of empirical coefficients. As independent problems of propellant warming up calculation both from pressurization gas and from an aerodynamic thermal stream is considered. For definition of the last the equations of a turbulent interface, taking into account the assumptions based on natural convection elementary processes are used. Satisfactory convergence settlement and experimental data is shown. By described method processing the flight parameters of pressurization system, taking into account dynamics of heat transfer processes is made at various ways of gas input, at its various speeds and physical properties. Application of the developed method as a part of design procedures of pressurization systems parameters allows to raise essentially calculations accuracy and as a whole to lower expenditures of labor on system engineering of propulsion systems propellant supply.

Key words: *heat exchange; pressurization systems; aerodynamic thermal stream; propellant warming.*

References

1. Beljaev N. M. Sistemy nadduva toplivnyh bakov raket [Pressurization systems of launch vehicles fuel tanks]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 336 p.
2. Mitikov Yu. A., Maslyanyi, N. V., Gontarev, Yu. K., Andrievskii, M. V. Proektirovanie gazo-ballonnykh sistem nadduva bakov dvigatel'nykh ustanovok raket-nositelei [Design of gas-ballon tank pressurization systems of propulsion units of launch vehicles. Problems and troubleshooting]. Problemy vysokotemperaturnoi tekhniki, 2014, no. 1, pp. 120-129.
3. Petrenko R. M. Jeffektivnost' primeneniya generatornykh sistem nadduva bakov so szhizhenym prirodnyim gazom perspektivnykh raket-nositelej [Efficiency of generator pressurization system application for tanks with liquefied natural gas of perspective launch vehicles]. Materialy sed'moj nauchnoj konferencii "Kosmicheskie tehnologii: nastojashhee i budushhee" [Proc. 7th Int. Conf. "Space technologies: present and future"]. Dnipro, 2019. p. 39. (In Russian).
4. Lykov A. V. Teoriya teploprovodnosti [The theory of heating transfer]. Moscow, Vysshajashkola Publ., 1967. 600 p.
5. Ring E. Rocket propellant and pressurization systems. Englewood Cliffs, Prentice-hall, 1964, 310 p.
6. Schlichting H., Gersten K. Boundary layer theory. 9th ed. Berlin, Springer, 2017. 805 p.
7. Kutateladze S. S. Osnovy teorii teploobmena [Fundamentals of the theory of heat transfer]. 4th ed. Novosibirsk, Nauka, 1970. 416 p.
8. Lohvynenko A.I. Povyszenie jenergetiki RN putem sovershenstvovaniya harakteristik pnevmogidravlicheskih sistem dvigatel'nykh ustanovok [Enhancing the LV payload capability by improving the pneumatic-hydraulic systems characteristics of propulsion systems] Kosmicheskajatehnika, raketnoe vooruzhenie, 2017, no.2 (114), pp.19-24.