

Анализ методик расчета теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 в условиях вынужденной конвекции в кольцевом канале с учетом их верификации с экспериментом

© В.А. Алтунин¹, М.В. Львов¹, А.А. Юсупов¹,
А.А. Щиголев¹, Е.П. Кореев¹, М.Л. Яновская²

¹КНИТУ им. А.Н. Туполева — КАИ, Казань, 420111, Россия

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, 111116, Россия

На основе проведенных экспериментальных исследований тепловых процессов в кольцевом масляном канале с внутренней нагреваемой сменной металлической трубкой создана экспериментальная база данных. Экспериментальные значения коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 в условиях его вынужденной конвекции при различных плотностях теплового потока, давлениях и скоростях прокачки рассчитывались по результатам экспериментов по формуле Ньютона — Рихмана. Авторами статьи также была создана экспериментальная формула для расчета числа Нуссельта. Проведена верификация полученных данных — сравнение результатов экспериментального исследования с результатами других авторов. Теоретические значения коэффициента теплоотдачи получены из расчета числа Нуссельта по формулам, представленным различными авторами. Проведен анализ формул и методик расчета числа Нуссельта и коэффициента теплоотдачи к жидким теплоносителям в условиях их вынужденной конвекции, приведенных в публикациях различных авторов. Проведено сравнение результатов расчетов по теоретическим формулам различных авторов и по экспериментальной формуле авторов статьи с результатами экспериментального исследования. Установлено, что наиболее точной и работоспособной является экспериментальная формула, предложенная авторами статьи. Даны рекомендации по расчету коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 в кольцевом канале при различных термодинамических условиях. Предложено применять методику проведения экспериментального исследования и создания экспериментальных формул расчета числа Нуссельта и коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 и при исследовании других моторных авиационных масел.

Ключевые слова: моторное авиационное масло, вынужденная конвекция, тепловые процессы, кольцевой канал, нагреваемая металлическая трубка, температура, давление, скорость прокачки, плотность теплового потока, методики расчета коэффициента теплоотдачи

Введение. При создании систем смазки поршневых двигателей внутреннего сгорания (ДВС), воздушно-реактивных двигателей (ВРД) и энергоустановок (ЭУ) летательных аппаратов (ЛА) проводятся гидравлические и тепловые расчеты масляных каналов, теплообменных аппаратов, фильтров и форсунок. Для таких расчетов при проектировании

систем смазки используются теплофизические свойства (ТФС) масел, которые можно найти в различных справочниках, однако в ограниченном диапазоне по давлению и температуре, где, как правило, представляемые разными авторами данные отличаются друг от друга [1–5]. Самые точные значения ТФС масел можно получить только при проведении экспериментальных исследований [6].

Одной из важных величин при расчетах является коэффициент теплоотдачи к моторному авиационному маслу, который возможно определить с помощью теоретических вычислений, используя значения ТФС этого конкретного масла, но самые точные его значения будут получены только экспериментальным путем.

Ранее авторами статьи была создана экспериментальная база, на ее основе и были проведены исследования, а также представлены полученные результаты с реальными значениями коэффициента теплоотдачи, для примера, к моторному авиационному маслу марки МС-20 [4–6].

Эта статья посвящена сравнительному анализу значений коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20, полученными авторами статьи в эксперименте и рассчитанными ими по созданной новой экспериментальной формуле, а также вычисленными по различным формулам других авторов.

Цель данной статьи — создание экспериментальной формулы расчета коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 в условиях его вынужденной конвекции в кольцевом канале с внутренней сменной нагреваемой металлической трубкой при различных плотностях теплового потока, давлениях и скоростях прокачки.

Задачами данной статьи являются [1–13]:

– проведение экспериментальных исследований тепловых процессов в моторном масле марки МС-20 при его вынужденной конвекции в кольцевом канале с внутренней сменной нагреваемой металлической трубкой при различных рабочих параметрах;

– получение экспериментальных значений коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному моторному маслу марки МС-20;

– разработка новой экспериментальной формулы расчета числа Нуссельта для моторного авиационного масла марки МС-20;

– проведение обзора существующих формул различных авторов для теоретического нахождения числа Нуссельта и дальнейшего расчета по этим формулам коэффициентов теплоотдачи к различным жидким теплоносителям при их вынужденной конвекции;

– проведение верификации полученных экспериментальных значений коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20, вычисленному по формуле Ньютона — Рихмана из экспериментальных данных, в сравнении с данными других авторов при использовании их формул теоретического расчета числа Нуссельта

и полученных из них теоретических значений коэффициента теплоотдачи, а также в сравнении с данными авторов статьи, где коэффициент теплоотдачи был получен из их экспериментальной формулы числа Нуссельта;

– проведение оценки эффективности значений коэффициентов теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 по формулам различных авторов, включая авторов данной статьи.

Далее рассмотрим исходные данные при проведении экспериментальных исследований.

Исходные данные. Экспериментальные исследования теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 проводились при следующих значениях выбранных параметров:

- рабочая жидкость — моторное авиационное масло марки МС-20;
- скорость прокачки (потока) рабочей жидкости — $W = 1 \dots 4$ м/с;
- давление в системе — $p = 0,5 \dots 1,0$ МПа;
- температура жидкости — $T_{ж} = 313$ К;
- температура нагреваемой поверхности — $T_{ст} = 313 \dots 433$ К;
- плотность теплового потока — $q = (0,1 \dots 10) \cdot 10^4$ Вт/м².

Рабочий участок экспериментальной установки представлял собой кольцевой канал с внешней трубкой из оргстекла и внутренней металлической трубкой, нагреваемой с помощью джоулевой теплоты. Внутри металлической трубки располагалась подвижная термopара, позволяющая измерять $T_{ст}$ по центру и по всей длине рабочего участка. В кольцевом канале прокачивалась рабочая жидкость с температурой $T_{ж}$, скоростью течения W и давлением p .

При анализе экспериментальных данных и теоретических методик расчета в качестве определяющей температуры для ТФС рабочей жидкости использовалась (там, где не оговорено отдельно) температура жидкости $T_{ж}$, в качестве характерного размера — эквивалентный диаметр кольцевого канала $d_3 = 0,008$ м.

Анализ формул различных авторов. Рассмотрим известные критериальные уравнения подобия для расчета теплоотдачи при ламинарном течении в каналах различного сечения, в том числе и в каналах с кольцевым сечением.

Ниже приведены теоретические формулы различных авторов по нахождению числа Нуссельта (Nu) в условиях вынужденной конвекции жидких охладителей, в том числе и формула авторов статьи, имеющие вид:

- автора [7]

$$\text{Nu} = 0,15\text{Re}^{0,33}\text{Pr}^{0,43}\text{Gr}^{0,1} \left(\frac{\text{Pr}_{ж}}{\text{Pr}_{ст}} \right)^{0,25}; \quad (1)$$

- автора [8]

$$\text{Nu} = 1,4 \left(\text{Re} \frac{d}{l} \right)^{0,4} \text{Pr}^{0,33} \left(\frac{\text{Pr}_{\text{ж}}}{\text{Pr}_{\text{ст}}} \right)^{0,25}; \quad (2)$$

- автора [7, 9, 10]

$$\text{Nu} = 0,017 \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,4} \left(\frac{d_2}{d_1} \right)^{0,18} \left(\frac{\text{Pr}_{\text{ж}}}{\text{Pr}_{\text{ст}}} \right)^{0,25}; \quad (3)$$

- автора [9, 11]

$$\text{Nu} = 0,15 \text{Re}^{0,33} \text{Pr}^{0,33} (\text{Gr Pr})^{0,1} \left(\frac{\text{Pr}_{\text{ж}}}{\text{Pr}_{\text{ст}}} \right)^{0,25}; \quad (4)$$

- автора [11]

$$\text{Nu} = 1,61 \left(\text{Re Pr} \frac{d}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\mu_{\text{ж}}}{\mu_{\text{ст}}} \right)^{0,14}; \quad (5)$$

- автора [7]

$$\text{Nu} = 1,55 \left(\text{Re Pr} \frac{d}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\mu_{\text{ст}}}{\mu_{\text{ж}}} \right)^{-0,14} \varepsilon_l; \quad (6)$$

- автора [12]

$$\text{Nu} = 1,55 \left(\text{Re}_{\text{ср}} \text{Pr}_{\text{ср}} \frac{d}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\mu_{\text{ср}}}{\mu_{\text{ст}}} \right)^{0,14} \varepsilon_l; \quad (7)$$

- разработанная автором данной статьи М.В. Львовым [5, 6]

$$\text{Nu} = 9,79 \text{Re}^{0,17} \text{Pr}^{0,01} \left(\frac{\text{Pr}_{\text{ж}}}{\text{Pr}_{\text{ст}}} \right)^{0,25}; \quad (8)$$

- авторов [13]

$$\text{Nu} = 0,56 \text{Re}^{0,5} \text{Pr}^{0,36} \left(\frac{\text{Pr}_{\text{ж}}}{\text{Pr}_{\text{ст}}} \right)^{0,25} \varepsilon_{\varphi}. \quad (9)$$

По представленным формулам (1)–(9) были рассчитаны значения числа Нуссельта, откуда были найдены значения коэффициента теплоотдачи, исходя из полученных в эксперименте значений температур $T_{\text{ст}}$

и $T_{ж}$, скоростей W , давления p и соответствующих теплофизических параметров рабочей жидкости.

Экспериментальные значения коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 были получены сразу по рабочим параметрам в ходе экспериментов по известной формуле Ньютона — Рихмана, т. е. без расчета числа Nu.

При расчетах экспериментальных значений коэффициента теплоотдачи использовались первичные данные, т. е. экспериментальные таблицы и графики зависимости температуры нагреваемой стенки от плотности теплового потока, например, для скорости прокачки $W = 1$ м/с использовался график, показанный на рис. 1.

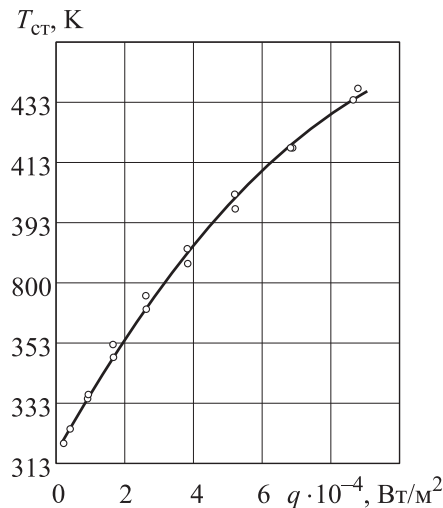


Рис. 1. Изменение температуры стенки рабочей трубки $T_{ст}$ при скорости прокачки $W = 1$ м/с масла марки МС-20, $p = 0,5 \dots 1,0$ МПа, $T_{ж} = 313$ К

По результатам расчета для визуального сравнения построены графики зависимости коэффициентов теплоотдачи α_0 по формулам (1)–(8) и экспериментальным значениям $\alpha_{эксп 0}$ от плотности теплового потока q (рис. 2).

Максимальные относительные отклонения рассчитанных по формулам (1)–(8) коэффициентов теплоотдачи от экспериментальных значений в заданных диапазонах параметров эксперимента приведены в табл. 1. Для более подробного исследования формулы (8) при различных плотностях теплового потока были проведены углубленные расчеты, результаты которых показаны в табл. 2.

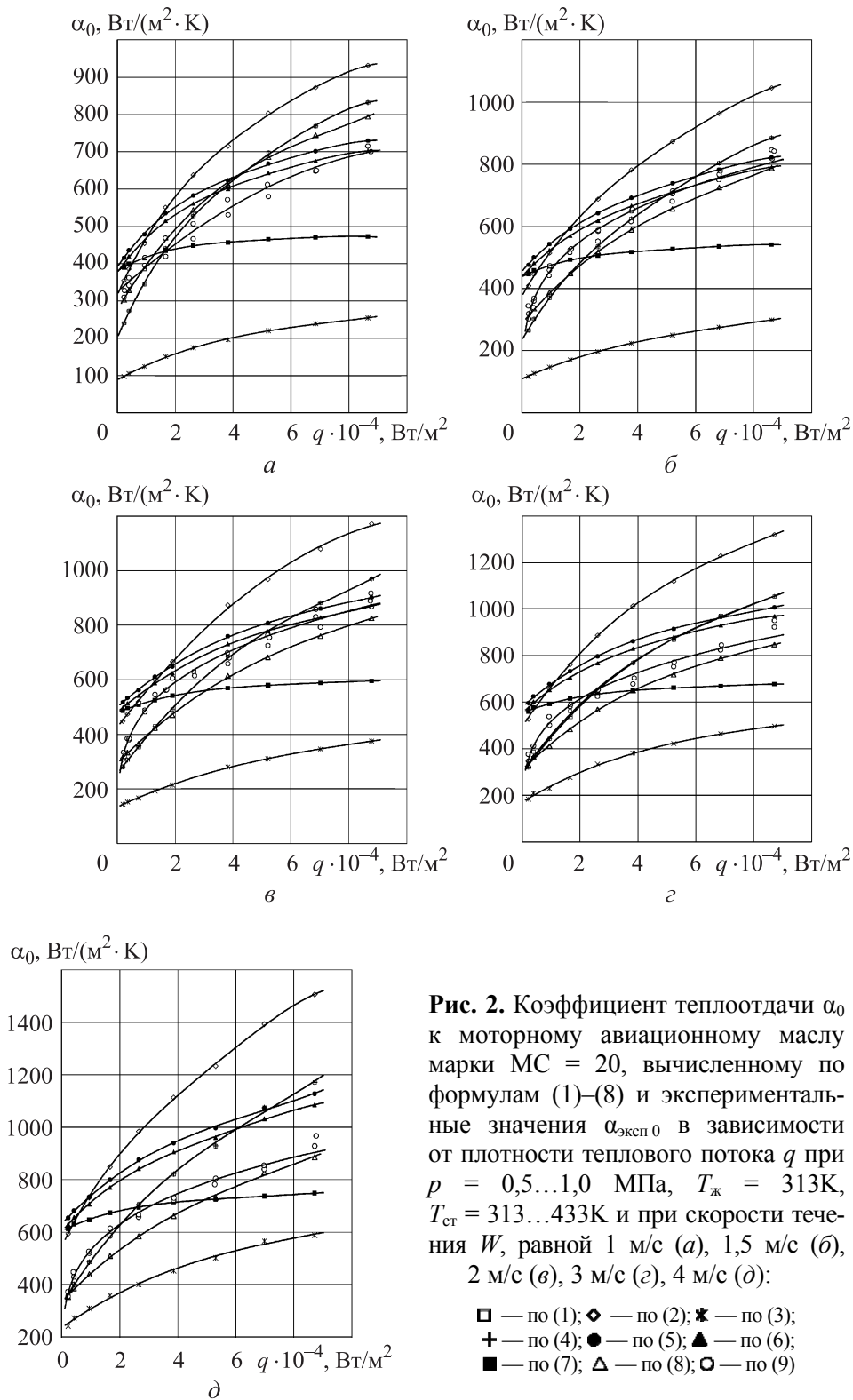


Таблица 1

Относительные отклонения значений α_0 , полученных по формулам (1)–(8), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп } 0}$ при $p = 0,5 \dots 1,0$ МПа, $q = (1 \dots 8) \cdot 10^4$, Вт/м²

Формула	Относительное отклонение δ , %, при W , м/с					$\delta_{\text{макс}}$, %
	1	1,5	2	3	4	
(1)	18,56	13,56	14,91	13,61	22,92	22,92
(2)	32,90	25,22	29,77	43,51	58,43	58,43
(3)	67,68	63,89	60,50	49,81	38,22	67,68
(4)	18,56	13,56	14,91	13,61	22,92	22,92
(5)	21,38	25,35	26,96	38,65	47,11	47,11
(6)	16,85	20,68	22,22	33,48	41,62	41,62
(7)	31,20	33,53	31,25	24,73	29,73	33,53
(8)	13,98	8,40	14,39	13,18	11,84	14,39

Таблица 2

Относительные отклонения значений α_0 , полученных по формуле (8), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп } 0}$ при $p = 0,5 \dots 1,0$ МПа, $q = (1 \dots 8) \cdot 10^4$, Вт/м²

$q \cdot 10^{-4}$, Вт/м ²	Относительное отклонение δ , %, при W , м/с				
	1	1,5	2	3	4
1	0,64	8,40	13,74	13,18	11,84
2	5,02	8,40	14,39	10,81	10,75
3	8,71	8,17	14,32	9,37	9,84
4	11,15	7,77	13,78	8,52	9,02
5	12,70	7,23	12,87	8,06	8,24
6	13,60	6,55	11,62	7,91	7,44
7	13,98	5,74	10,05	8,00	6,61
8	13,91	4,78	8,11	8,30	5,72

В той же последовательности проведем анализ формул числа Nu различных авторов, из которых были найдены коэффициенты теплоотдачи и проведено их сравнение с экспериментальными значениями.

Формула (1) авторов [7] описывает теплоотдачу при ламинарном течении охладителя в вязкостно-гравитационном режиме. Она справедлива при $GrPr > 8 \cdot 10^5$, т. е. когда влиянием свободной конвекции пренебречь нельзя. В рассматриваемом в экспериментах диапазоне ТФС рабочей жидкости произведение $GrPr$ на порядок меньше значения $5 \cdot 10^5$, но отклонение коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (1), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп } 0}$ меньше

отклонения α_0 от $\alpha_{\text{экср } 0}$, рассчитанного по формуле (5) для вязкостного режима. Максимальное отклонение от экспериментальных данных составляет 22,92 % (см. табл. 1).

Формула (2) описывает теплоотдачу при ламинарном течении [8].

Она применима при $\text{Re} \frac{d}{l} \text{Pr}^{\frac{5}{6}} > 15$, $\frac{l}{d} > 10$, $\text{Re} > 10$. Максимальное

относительное отклонение значений коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (2), составляет 58,43 % (см. табл. 1). Согласно рис. 2, значения коэффициента теплоотдачи α_0 , полученные по формуле (2), находятся выше остальных и имеют максимальное положительное отклонение от экспериментальных значений.

Формула (3) описывает теплоотдачу при течении среды в кольцевом канале между гладкими трубками [7, 9, 10]. Максимальное относительное отклонение значений коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (3), от экспериментальных данных составило 67,5 % (см. табл. 1) при $W = 1$ м/с. Согласно рис. 2, $a-d$, значения коэффициента теплоотдачи α_0 , вычисленные по формуле (3), являются минимальными среди всех представленных и имеют максимальное отрицательное отклонение от экспериментальных значений.

Формула (4) описывает теплоотдачу при ламинарном течении в вязкостно-гравитационном режиме в межтрубном пространстве двухтрубного теплообменника [9, 11]. Она справедлива при $\text{GrPr} > 5 \cdot 10^5$, т. е. когда влиянием свободной конвекции нельзя пренебречь. В рассматриваемом в экспериментах диапазоне ТФС рабочей жидкости произведение GrPr на порядок меньше значения $5 \cdot 10^5$, однако отклонение коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (4), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{экср } 0}$ меньше отклонения α_0 от $\alpha_{\text{экср } 0}$, рассчитанного по формуле (5) для вязкостного режима. Максимальное отклонение от экспериментальных данных составляет 22,92 % (см. табл. 1). В ходе расчетов выяснилось, что формула (4) является видоизмененной записью формулы (1).

Формула (5) описывает теплоотдачу при ламинарном течении теплоносителя в межтрубном пространстве двухтрубного теплообменника при вязкостном режиме [11]. Она справедлива, если

$\text{RePr} \frac{d}{L} \geq 12$ и $\text{GrPr} \leq 5 \cdot 10^5$, т. е. когда влиянием свободной конвекции можно пренебречь.

Максимальное относительное отклонение значений коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (5), от экспериментальных данных составило 47,11 % (см. табл. 1) при $W = 4$ м/с. Согласно графикам на рис. 2, $a-d$, отклонение от экспериментальных данных непрерывно снижается с увеличением плотности теплового потока q и увеличивается при возрастании скорости W .

Формула (6) описывает теплоотдачу при ламинарном течении в вязкостном режиме [7]. При $\left(\frac{1}{\text{Re}} \frac{l}{d}\right) \geq 0,1$ поправочный коэффициент не учитывается, $\varepsilon_l = 1$. Максимальное относительное отклонение α_0 от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп } 0}$ (см. табл. 1) составляет 41,62 % при скорости $W = 4$ м/с. Согласно графикам на рис. 2, $a-d$, отклонение от экспериментальных данных непрерывно снижается с увеличением плотности теплового потока q и увеличивается при возрастании скорости W .

Формула (7) описывает теплоотдачу при ламинарном течении в вязкостном режиме [12]. При $\frac{l}{d} \geq 50$ поправочный коэффициент не учитывается, $\varepsilon_l = 1$. Формула (7) соответствует (6) за исключением того, что авторы работы [12] предлагают использовать в качестве определяющей температуры, при которой находят физические свойства среды, не температуру рабочей жидкости $T_{\text{ж}}$, а среднюю температуру теплового пограничного слоя $T_{\text{ср}} = 0,5(T_{\text{ж}} + T_{\text{ст}})$. Максимальное относительное отклонение α_0 от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп } 0}$ составляет 33,53 % (см. табл. 1), что меньше максимального отклонения значений, вычисленных по (6), но на рис. 2, $a-d$ видно, что график значений α_0 по формуле (7) также не коррелирует с графиком экспериментальных значений, т. е. он расположен очень далеко от графика экспериментальных значений.

Формула (8), разработанная соавтором статьи М.В. Львовым [5, 6], является экспериментальной, т. е. была создана на основе результатов экспериментальных исследования, и описывает теплоотдачу при ламинарном течении в кольцевом канале для моторного авиационного масла МС-20. Относительные отклонения значений коэффициента теплоотдачи α_0 , рассчитанного по (8), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп } 0}$ показаны в табл. 1. Данная формула дает наименьшее отклонение среди представленных формул (1)–(9) от экспериментальных данных и составляет 14,39 % при скорости $W = 2$ м/с. Согласно данным табл. 2, максимальное относительное отклонение от экспериментальных данных, определенное по формуле (8), составляет 14,39 % при скорости прокачки масла $W = 2$ м/с и при плотности теплового потока $q = 2 \cdot 10^4$ Вт/м², а минимальное — при $W = 1$ м/с и $q = 1 \cdot 10^4$ Вт/м².

Формула (9) описывает теплоотдачу при наружном обтекании труб при $\text{Re} < 1000$ [13]. Данная формула применяется для расчета тепло-

обменных аппаратов при наружном обтекании труб. Поправочный коэффициент ε_φ учитывает влияние угла между осью трубы и направлением потока теплоносителя, при продольном обтекании трубки (кожухотрубный теплообменник без перегородок) коэффициент $\varepsilon_\varphi = 1$. В результате расчета по формуле (9) коэффициент теплоотдачи α_0 получается в 3–5 раз больше экспериментального коэффициента теплоотдачи $\alpha_{\text{эксп } 0}$ (на графиках рис. 2, $a-d$ и в табл. 1 результаты расчета по формуле (9) не показаны). Поэтому считаем, что использовать формулу (9) для расчета теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 не следует.

Заключение. В данной статье были проанализированы методики расчета теплоотдачи в кольцевых каналах при ламинарном режиме течения рабочей жидкости — моторного авиационного масла марки МС-20. Проведено сравнение полученных результатов расчета коэффициента теплоотдачи по формулам (1)–(9) с экспериментальными данными и между собой.

Результаты экспериментального и теоретического исследований показали, что все рассматриваемые формулы дают значительные отклонения от экспериментальных данных.

Таким образом, среди рассмотренных методик расчета теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 в кольцевых каналах при указанных диапазонах термодинамических параметров ни одна из представленных формул не дает достоверного результата. Однако новая экспериментальная формула (8), разработанная авторами данной статьи, показала наиболее близкие результаты к экспериментальным рабочим точкам, чем формулы других авторов. Следовательно, используя эту формулу (8), можно более точно рассчитать теплоотдачу в масляных системах авиационных двигателей и ЭУ для масла МС-20.

Материалы авторов данной статьи и их предыдущих статей могут стать фундаментальным примером для проведения экспериментальных исследований и с другими моторными авиационными маслами или с их смесями, для того чтобы получить реальные значения коэффициентов теплоотдачи и создать наиболее точные экспериментальные формулы расчета.

Применение материалов этой статьи позволит рассчитывать, проектировать и создавать масляные системы для отечественных ЛА одно- и многоразового использования повышенных характеристик по ресурсу, надежности, безопасности, эффективности, выживаемости, неустойчивости, экономичности и экологичности.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бабкин В.И., Алексашин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Отечественные смазочные масла для авиационных газотурбинных двигателей: проблемы и перспективы. *Двигатель*, 2012, № 5 (83), с. 8–11.
- [2] Яновский Л.С., Харин А.А., Бабкин В.И. *Основы химмотологии*. Москва–Берлин, Директ-Медиа, 2016, 482 с.
- [3] Трянов А.Е. *Конструкция масляных систем авиационных двигателей*. Самара, Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007, 81 с.
- [4] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Щиголов А.А., Платонов Е.Н. Разработка способов увеличения ресурса и надежности систем смазки двигателей внутреннего сгорания наземного транспорта. *Известия вузов. Машиностроение*, 2015, № 10 (667), с. 47–57.
- [5] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Львов М.В., Щиголов А.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Проблемы систем смазки авиационных двигателей. *Тепловые процессы в технике*, 2021, т. 13, № 8, с. 357–384.
- [6] Алтунин В.А., Львов М.В., Щиголов А.А., Юсупов А.А., Яновская М.Л. Расчет плотности моторного авиационного масла марки МС-20 при различных температурах и давлениях. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2252>
- [7] Коновалова Л.С. *Расчет термодинамических процессов и циклов*. Томск, Томский политехн. ин-т им. С.М. Кирова, 1985, 94 с.
- [8] Михеев М.А., Михеева И.М. *Основы теплопередачи*. 2-е изд. Москва, Энергия, 1977, 343 с.
- [9] Карапузова Н.Ю., Фокин В.М. *Расчет теплообменных аппаратов*. Волгоград, ВолгГАСУ, 2013, 64 с.
- [10] Иванов А.Н., Белоусов В.Н., Смородин С.Н. *Теплообменное оборудование предприятий*. Санкт-Петербург, Изд-во ВШТЭ СПб ГУПТД, 2016, 184 с.
- [11] Виноградов С.Н., Таранцев К.В., Виноградов О.С. *Выбор и расчет теплообменников*. Пенза, Изд-во Пенз. гос. ун-та, 2002, 111 с.
- [12] Бухмиров В.В., Ракутина Д.В., Родионова М.В., Гасько А.К. *Тепловой и гидравлический расчет рекуперативного теплообменного аппарата*. Иваново, Изд-во Ивановского гос. энергетич. ун-та им. В.И. Ленина, 2021, 163 с.
- [13] Булыгин Ю.А., Баранов С.С. *Теплообменные аппараты в нефтегазовой промышленности: курсовое проектирование*. Воронеж, Изд-во Воронежского гос. техн. ун-та, 2015, 100 с.

Статья поступила в редакцию 19.06.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Алтунин В.А., Львов М.В., Юсупов А.А., Щиголов А.А., Кореев Е.П., Яновская М.Л. Анализ методик расчета теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 в условиях вынужденной конвекции в кольцевом канале с учетом их верификации с экспериментом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-7-2293>

Алтунин Виталий Алексеевич — д-р техн. наук, профессор кафедры теплотехники и энергетического машиностроения Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ; академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (РАКЦ); президент Казанского регионального отделения РАКЦ (КазРО РАКЦ); Заслуженный изобретатель Республики Татарстан. e-mail: altspacevi@yahoo.com

В.А. Алтунин, М.В. Львов, А.А. Юсупов, А.А. Щиголов, Е.П. Кореев, М.Л. Яновская

Львов Михаил Валерьевич — аспирант кафедры теплотехники и энергетического машиностроения Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ.

Юсупов Артур Альбертович — аспирант кафедры теплотехники и энергетического машиностроения Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ.

Щиголов Александр Александрович (Казань) — докторант кафедры теплотехники и энергетического машиностроения Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ.

Кореев Егор Павлович — магистрант кафедры теплотехники и энергетического машиностроения Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ.

Яновская Мария Леонидовна — канд. техн. наук, младший научный сотрудник Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. e-mail: maria-yanovskaya-ww@yandex.ru

Analysis of the methods for calculating heat transfer in regard to the MS-20 brand motor aviation oil under conditions of forced convection in the ring channel given their verification with the experiment

© V.A. Altunin¹, M.V. Lvov¹, A.A. Yusupov¹,
A.A. Shchigolev¹, E.P. Koreev¹, M.L. Yanovskaya²

¹Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI,
Kazan, 420111, Russia

²Central Institute of Aviation Motors, Moscow, 111116, Russia

Based on experimental studies of the thermal processes in an annular oil channel with the internal heated replaceable metal tube, an experimental database was created. Experimental values of the heat transfer coefficient in regard to the MS-20 aircraft engine oil under its forced convection at various heat flux densities, pressures and pumping rates were calculated based on the experiment results using the Newton — Richmann formula. The authors of the article also created an experimental formula to calculate the Nusselt number. The results obtained were verified by comparing the experimental research results with results of other authors. Theoretical values of the heat transfer coefficient were obtained from the Nusselt number formulas presented by various authors. Formulas and the Nusselt number calculation formulas were analyzed, as well as the heat transfer coefficient in regard to the liquid heat carriers exposed to their forced convection presented by various authors. Graphs and tables compare calculation results according to the theoretical formulas by various authors and calculation results according to the experimental formula of the authors of the article with results of the experimental study. It was established that the experimental formula of the authors of the article was the most accurate and workable. Recommendations are given for calculating the heat transfer coefficient in regard to the MS-20 aircraft engine oil in the annular channel under various thermodynamic conditions. It is proposed to introduce the methodology in conducting an experimental study and creating experimental formulas for calculating the Nusselt number and the heat transfer coefficient in regard to the MS-20 brand aircraft engine oil in studying the other aviation engine oils.

Keywords: *aviation engine oil, forced convection, thermal processes, annular channel, heated metal tube, temperature, pressure, pumping rate, heat flux density, methods for the heat transfer coefficient calculation*

REFERENCES

- [1] Babkin V.I., Aleksashin A.A., Yanovsky L.S., Dunaev S.V., Khurumova A.F. Otechestvennyye smazochnye masla dlya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley: problemy i perspektivy [Domestic lubricants for aviation gas turbine engines: problems and prospects]. *Dvigatel — Engine*, 2012, no. 5 (83), pp. 8–11.
- [2] Yanovsky L.S., Kharin A.A., Babkin V.I. *Osnovy khimmotologii* [Fundamentals of Chemotology]. Moscow – Berlin, Direkt-Media Publ., 2016, 482 p.
- [3] Trayanov A.E. *Konstruktsiya maslyanykh sistem aviatsionnykh dvigateley* [Design of aircraft engine oil systems]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2007, 81 p.
- [4] Altunin V.A., Altunin K.V., Aliyev I.N., Shchigolev A.A., Platonov E.N. Razrabotka sposobov uvelicheniya resursa i nadezhnosti sistem smazki dvigateley vnutrennego sgoraniya nazemnogo transporta [Methods for life-

- extension and increase of reliability of lubrication systems in internal combustion engines used in ground transportation]. *Izvestiya vuzov. Mashinostroenie — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2015, no. 10 (667), pp. 47–57.
- [5] Altunin V.A., Altunin K.V., Lvov M.V., Shchigolev A.A., Aliyev I.N., Yanovskaya M.L. Problemy sistem smazki aviatsionnykh dvigateley [Problems of lubrication systems of the aviation engines]. *Teplovye protsessy v tekhnike* (Thermal Processes in Engineering), 2021, vol. 13, no. 8, pp. 357–384.
- [6] Altunin V.A., Lvov M.V., Shchigolev A.A., Yusupov A.A., Yanovskaya M.L. Raschet plotnosti motornogo aviatsionnogo masla marki MS-20 pri razlichnykh temperaturakh i davleniyakh [Calculation of the density of motor aviation MS-20 brand oils at various temperature and pressure]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, iss. 2. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2252>
- [7] Konovalova L.S. *Raschet termodinamicheskikh protsessov i tsiklov* [Calculation of thermodynamic processes and cycles]. Tomsk, Kirov Tomsk Polytechnic Institute Publ., 1985, 94 p.
- [8] Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Fundamentals of heat transfer]. 2nd ed. Moscow, Energiya Publ., 1977, 343 p.
- [9] Karapuzova N.Yu., Fokin V.M. *Raschet teploobmennykh apparatov* [Calculation of heat exchange devices]. Volgograd, VolgGASU Publ., 2013, 64 p.
- [10] Ivanov A.N., Belousov V.N., Smorodin S.N. *Teploobmennoe oborudovanie predpriyatiy* [Heat-transfer equipment of the enterprises]. St. Petersburg, VShTE SPb GUPTD Publ., 2016, 184 p.
- [11] Vinogradov S.N., Tarantsev K.V., Vinogradov O.S. *Vybor i raschet teploobmennikov* [Selection and calculation of heat exchangers]. Penza, Penza State University Publ., 2002, 111 p.
- [12] Bukhmirov V.V., Rakutina D.V., Rodionova M.V., Gasko A.K. *Teplovoiy i gidravlicheskiy raschet rekuperativnogo teploobmennogo apparata* [Thermal and hydraulic calculation of the recuperative heat transfer device]. Ivanovo, ISPU Publ., 2021, 163 p.
- [13] Bulygin Yu.A., Baranov S.S. *Teploobmennye apparaty v neftegazovoy promyshlennosti: kursovoe proektirovanie* [Heat exchange devices in the oil and gas industry: course design]. Voronezh, Voronezh State Technical University Publ., 2015, 100 p.

Altunin V.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Heat Engineering and Power Engineering, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI; Academician, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky (RACTs); President, Kazan Regional Branch of the RACTs (KazRB RACTs); Honored Inventor of the Republic of Tatarstan. e-mail: altspacevi@yahoo.com

Lvov M.V., Postgraduate, Department of Heat Engineering and Power Engineering, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI.

Yusupov A.A., Postgraduate, Department of Heat Engineering and Power Engineering, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI.

Shchigolev A.A., Doctoral Candidate, Department of Heat Engineering and Power Engineering, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI.

Koreev E.P., Master's Program Student, Department of Heat Engineering and Power Engineering, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI.

Yanovskaya M.L., Cand. Sc. (Eng.), Junior Researcher, Central Institute of Aviation Motors. e-mail: maria-yanovskaya-ww@yandex.ru