

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА ТЕПЛООТДАЧИ В ТРУБАХ АВИАЦИОННОГО ТОПЛИВОМАСЛЯНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА

**HEAT TRANSFER PROCESS INTENSIFICATION IN AIRCRAFT OIL-FUEL
HEAT EXCHANGE TUBES**

Панченко С.Л., кандидат технических наук, доцент, ФГБОУ ВО «Воронежский государственный лесотехнический университет им. Г.Ф. Морозова», Воронеж, Россия

Panchenko S.L., PhD in Technical Sciences, Associate Professor, Voronezh State University of Forestry and Technologies named after G.F. Morozov, Voronezh, Russia

Толстов С.А., кандидат технических наук, доцент, доцент, ФГБОУ ВО «Воронежский государственный лесотехнический университет им. Г.Ф. Морозова», Воронеж, Россия

Tolstov S.A., PhD in Technical Sciences, Docent, Associate Professor, Voronezh State University of Forestry and Technologies named after G.F. Morozov, Voronezh, Russia

Аннотация. В статье обоснована необходимость интенсификации процесса охлаждения масла в масляных системах авиационных турбореактивных двигателей. Направление развития двигателей с целью увеличения тяги или снижения при постоянной тяге размеров и массы двигателя предполагает возрастание значений температуры газов перед турбиной. Однако данное обстоятельство приводит к увеличению тепловой нагрузки элементов двигателя, в том числе опор ротора, что вызывает рост температуры масла. В масляных системах современных турбореактивных двигателей используются те же самые масла, что и несколько десятилетий назад. В связи с этим интенсификация процесса охлаждения масла, позволяющая снизить его температуру, является основным способом сохранения смазочных свойств. Предлагается интенсификация процесса охлаждения масла в масляной системе авиационного турбореактивного двигателя за счет создания поперечной кольцевой накатки в теплообменных трубах топливомасляного теплообменника.

Ключевые слова: охлаждение масла, топливомасляный теплообменник, интенсификация процесса теплообмена, поперечная кольцевая накатка.

Abstract. The article substantiates the need to intensify of the oil cooling process in aircraft turbojet engines oil systems. The direction of engines development with the purpose of increasing thrust or reducing, at constant thrust, the size and weight of the engine, implies an increase in the temperature of the gases in front of the turbine. However, this circumstance lead to an increase in the thermal load of engine elements, including rotor supports, which causes an increase of oil temperature. The modern turbojet engines oil systems still use the same oils as several decades ago. Therefore, the oil cooling process intensification which allows reducing its temperature, is the main way to preserve the lubricating properties. It is proposed to the oil cooling process intensification in

aircraft turbojet engine oil system by creating a transverse annular knurling in heat exchange tubes of the fuel-oil heat exchanger.

Keywords: oil cooling, fuel-oil heat exchanger, heat transfer process intensification, transverse annular knurling.

Газотурбинные установки нашли широкое применение в технике. В частности, наземные газотурбинные установки используются в теплоэнергетике для получения различных видов энергии, а та же самая газотурбинная установка, адаптированная под условия использования в воздухе, в настоящее время используется в авиации в качестве авиационного газотурбинного двигателя. Газотурбинные двигатели в настоящее время используются почти на всех моделях гражданских и военных самолётов. Энергия, получаемая двигателем, является главным источником движения любого транспорта, в том числе авиационного. Кроме того, помимо силы тяги, движущей самолет вперед, двигатель создает и поддерживает подъемную силу, благодаря которой аппарат тяжелее воздуха может подниматься и лететь, преодолевая силу тяжести. Поэтому роль двигателя самолета сложно переоценить. С целью обеспечения лучшей тяги и подъемной силы, а при постоянных данных характеристиках – снижение габаритных размеров и массы двигателя, что для авиации особенно важно, параметры термодинамического цикла авиационных газотурбинных двигателей совершенствуются из поколения в поколение. Например, температура газов перед турбиной является основным термодинамическим параметром, от которого зависит полезная работа, а значит и получаемая сила тяги. Ее увеличение – фактически главное направление развития авиационного двигателестроения. При проектировании и изготовлении авиационных двигателей температура газов перед турбиной увеличивается по сравнению с предыдущими поколениями. В настоящее время у серийно выпускаемых двигателей она достигает значения 1600...1700 К, а в ближайшей перспективе и последующем намечается достижение значений 2000...2200 К и выше [1].

Однако с ростом температуры газов перед турбиной растет и тепловая нагрузка на элементы двигателя, в том числе и на опоры ротора турбины и компрессора. Подшипниковые узлы опор ротора современных теплонапряженных авиационных турбореактивных двигателей смазываются такими же маслами, таких же марок, какие применялись в масляных системах двигателей предыдущих поколений, температура газа перед турбиной у которых была меньше (например, синтетическое масло ИПМ-10 применяется с 1970-х годов до сих пор) [2, 3]. Данные масла сохраняют свои смазывающие свойства при температуре до 200 °С. В связи с ростом теплонапряженности современных двигателей температура опор роторов может превысить данное значение и привести к перегреву масла с потерей его смазывающих свойств. Хотя попытки разработать более термостойкие масла велись, их серийное производство не было начато. В связи с этим основным способом снижения температуры масла и сохранения его смазывающих свойств является интенсификация процесса его охлаждения при циркуляции в масляной системе двигателя.

Масляные системы авиационных турбореактивных двигателей оснащены топливомасляными теплообменниками, в которых масло, являющееся горячим теплоносителем, охлаждается холодным теплоносителем, в качестве которого выступает

авиационное топливо, через теплопередающие стенки теплообменных труб. При этом топливо проходит по трубам, а масло в межтрубном пространстве. Интенсифицируя дополнительно процесс теплопередачи от масла топливу либо процессы теплоотдачи от масла стенкам труб или от стенок труб топливу, возможно снизить температуру масла.

Схема авиационного топливомасляного теплообменника представлена на рисунке 1. Он представляет собой рекуперативный кожухотрубчатый аппарат, корпусом которого является обечайка 1 с двумя крышками 3 и 9. Внутри обечайки установлены трубные решетки 4 и 7, в отверстия которых способом завальцовки закреплены теплообменные трубы 5. Горячий теплоноситель (масло) подается в межтрубное пространство и проходит несколько ходов благодаря перегородкам 6. Увеличение числа ходов сделано с целью роста скорости движения теплоносителей и, соответственно, интенсификации процесса теплоотдачи. С этой же целью в крышках установлены перегородки 2 и 8. Они обеспечивают проход по трубам холодного теплоносителя (топлива) в несколько ходов. В целом движение масла и топлива в теплообменнике осуществляется по противоточной схеме.

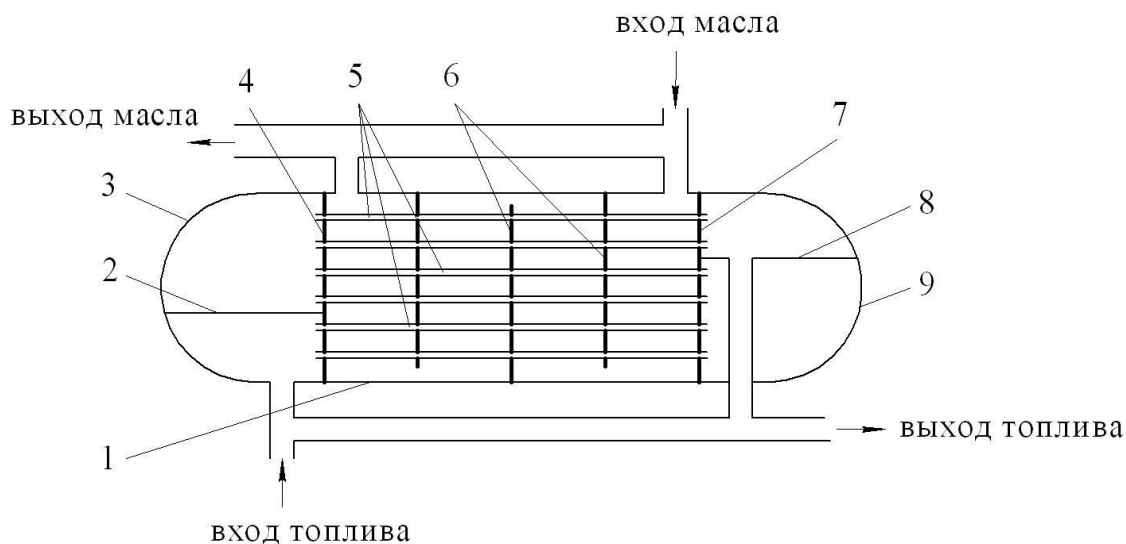


Рисунок 1 – Схема авиационного топливомасляного теплообменника:

1 – обечайка; 2, 8 – продольные перегородки; 3, 9 – крышки; 4, 7 – трубные решетки;
5 – теплообменные трубы; 6 – поперечные перегородки

Как известно [4], тепловой поток при теплопередаче через цилиндрическую стенку пропорционален линейному коэффициенту теплопередачи, длине трубы и среднему температурному напору. Для авиационного теплообменника особенно важно интенсифицировать процесс теплопередачи, не увеличивая длину теплообменных труб. Это возможно за счет роста линейного коэффициента теплопередачи, который в свою очередь зависит от коэффициентов теплоотдачи от теплоносителя стенке снаружи и внутри трубы. Таким образом, обеспечить интенсификацию процесса теплопередачи через цилиндрическую стенку возможно за счет увеличения одного из коэффициентов теплоотдачи.

Как известно, коэффициент теплоотдачи зависит от многих факторов, в том числе от режима движения теплоносителя (ламинарный или турбулентный), геометрических размеров

и конфигурации канала, свойств теплоносителя. При неизменных размерах канала и теплофизических свойствах теплоносителей интенсификацию теплообмена можно обеспечить за счет уменьшения ламинарного подслоя вдоль стенки канала (в данном случае трубы), искусственно турбулизируя поток в этом месте. В ламинарном подслое интенсивность теплообмена невысокая, поскольку перемешивания теплоносителя фактически нет. Теплота передается больше за счет теплопроводности через его слои, чем за счет конвекции, а теплоносители, поскольку являются жидкими или газообразными, обладают малой теплопроводностью. Турбулизация потока жидкости вдоль стенки увеличивает конвективную составляющую процесса теплообмена и таким образом интенсифицирует его.

Наиболее простым способом интенсификации теплообмена в трубах без усложнения конструкции и увеличения массы теплообменника (например, без установки в трубы завихрителей-турбулизаторов) является создание дискретно-шероховатой поверхности теплообмена [5]. Обеспечивается это применением труб с винтовой накаткой (Рис. 2а) или поперечными кольцевыми выступами в трубе, также получаемые способом накатки (Рис. 2б). При этом поперечные кольцевые выступы (поперечная кольцевая накатка) являются более простыми в изготовлении.

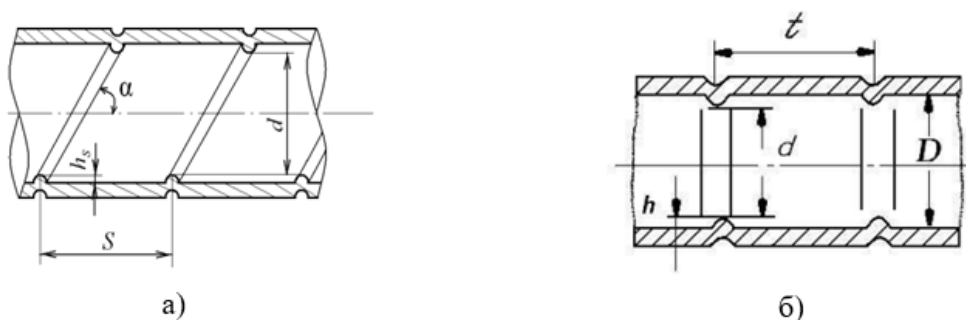


Рисунок 2 – Схема винтовой накатки (а) и поперечной кольцевой накатки (б)

Рассмотрим подробно интенсификацию теплообмена в трубе с поперечной кольцевой накаткой. При применении данного способа в трубе с определенным шагом t (см. Рис. 2б) способом накатки снаружи образуются кольцевые углубления, а внутри трубы – кольцевые выступы, которые турбулизируют поток. При этом в месте образования кольцевых выступов внутренний диаметр трубы D уменьшается до размера d .

Как известно, математическое определение и даже прямое экспериментальное измерение коэффициента теплоотдачи невозможно из-за зависимости его от огромного числа факторов, поэтому на практике прибегают к теории подобия тепловых процессов и пользуются безразмерным коэффициентом теплоотдачи – критерием Нуссельта (Nu). В свою очередь данный безразмерный комплекс зависит от определяющих безразмерных комплексов – критериев Рейнольдса (Re) и Прандтля (Pr). По соотношению между критериями Нуссельта, определенными в гладкой трубе и трубе с использованием, например, накатки, можно сделать вывод о соотношении коэффициентов теплоотдачи и интенсификации процесса теплообмена. Экспериментально установлено [6], что для теплоотдачи газов и жидкостей при $Re > 10^4$ внутри гладких цилиндрических труб и таких же по форме труб, но с

применением поперечной кольцевой накатки (см. Рис. 2б), между критериями Нуссельта наблюдаются следующие эмпирические зависимости:

– при $\frac{d}{D} = 0,9...0,98$; $\frac{t}{D} = 1...10$

$$Nu = Nu_0 \left(1 + \frac{\ln Re - 4,6}{7,45} \right) \left(\frac{1,14 - 0,28 \sqrt{1 - \frac{d}{D}}}{1,14} \right) \exp \left[\frac{9 \left(1 - \frac{d}{D} \right)}{\left(\frac{t}{D} \right)^{0,58}} \right]; \quad (1)$$

– при $\frac{d}{D} = 0,88...0,98$; $\frac{t}{D} = 0,25...0,8$

$$Nu = Nu_0 \left(1 + \frac{\ln Re - 4,6}{35} \right) \left(3 - 2 \exp \left[\frac{-18,2 \left(1 - \frac{d}{D} \right)^{1,13}}{\left(\frac{t}{D} \right)^{0,326}} \right] \right), \quad (2)$$

где Nu_0 , Nu – критерии Нуссельта при теплоотдаче в гладкой трубе и трубе с поперечной кольцевой накаткой соответственно; D – внутренний диаметр трубы, мм; d – внутренний диаметр трубы в месте образования кольцевых выступов, мм; t – шаг поперечной кольцевой накатки, мм (см. Рис. 2б).

Для расчетного сравнения критерия Нуссельта и коэффициента теплоотдачи внутри трубы (в данном случае для топлива) воспользуемся методикой расчета, приведенной на рисунке 3, а также выражениями (1) и (2) для сравнения критериев Нуссельта и коэффициентов теплоотдачи в штатной гладкой трубе топливомасляного теплообменника и модифицированной трубе с поперечной кольцевой накаткой при различных геометрических размерах накатки (d , t , см. Рис. 2б).

На рисунках 4 и 5 показаны графические зависимости, полученные для топливомасляного теплообменника, применяемого на авиационном турбореактивном двигателе АЛ-31Ф при следующих физических свойствах топлива (авиационный керосин марки ТС-1) и штатных размерах теплообменника [7]:

– температура топлива на входе и выходе теплообменника соответственно $t_{\text{Т ВХ}} = 50$ °С, $t_{\text{Т ВЫХ}} = 80$ °С;

– температура масла на входе и выходе теплообменника соответственно $t_{\text{М ВХ}} = 200$ °С, $t_{\text{М ВЫХ}} = 150$ °С;

– значения теплофизических свойств топлива при его средней температуре $t_{\text{Т}}$ и средней температуре стенки $t_{\text{СТ}}$, плотности ρ , удельной изобарной теплоемкости c_p и $c_{p \text{ СТ}}$, динамической вязкости μ и $\mu_{\text{СТ}}$, коэффициента теплопроводности λ и $\lambda_{\text{СТ}}$ определялись по таблицам зависимости свойств авиационного керосина ТС-1 от температуры [8];

– расход топлива через топливомасляный теплообменник $G = 9000$ кг/ч;

– внутренний диаметр одной трубы теплообменника $D = 0,002$ м;

– число ходов теплообменника по топливу $z = 3$;

– количество труб в теплообменнике $n = 350$.

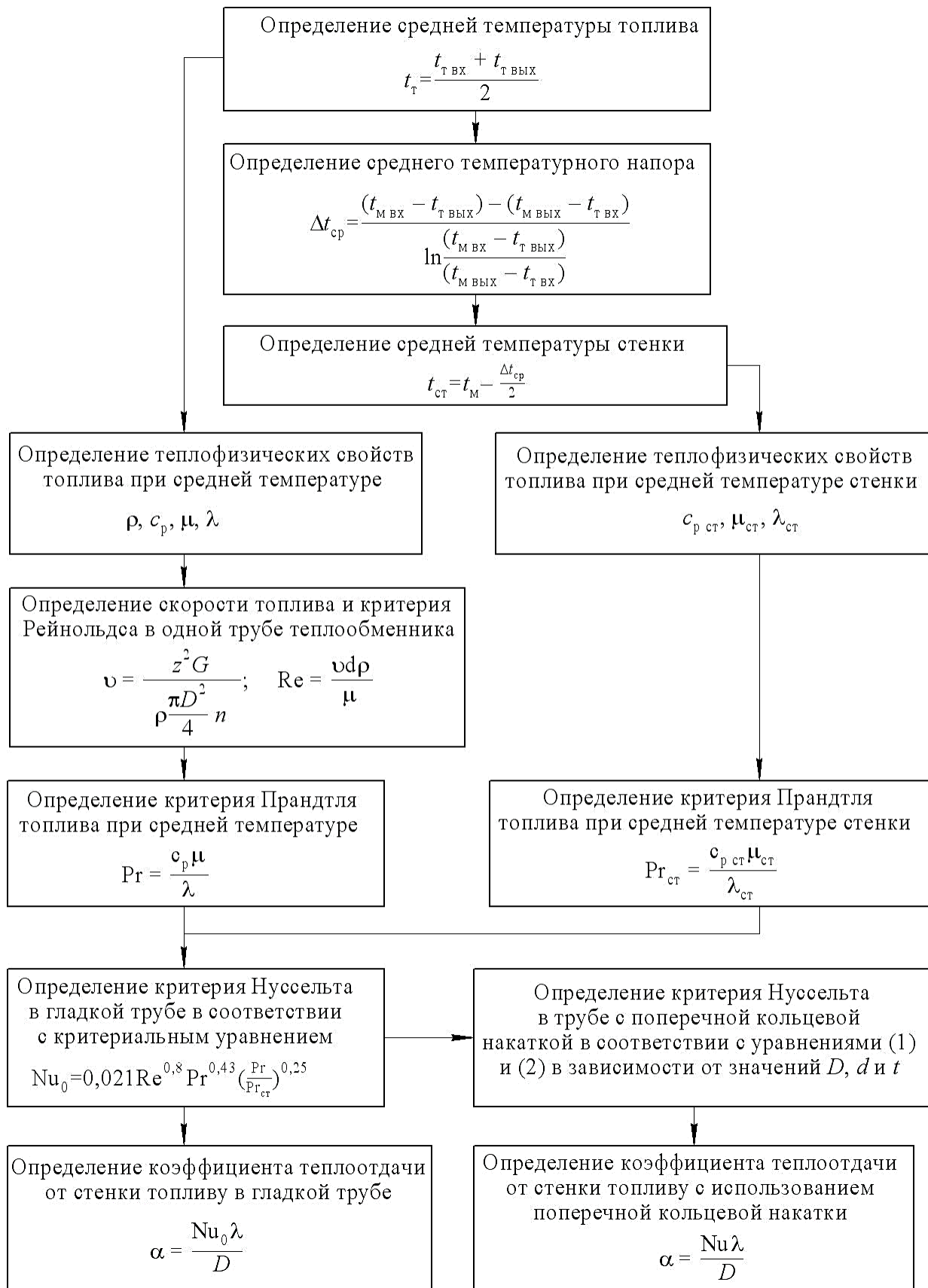


Рисунок 3 – Схема методики расчета критерия Нуссельта и коэффициента теплоотдачи от стенки теплоносителю (топливу) внутри трубы [8]

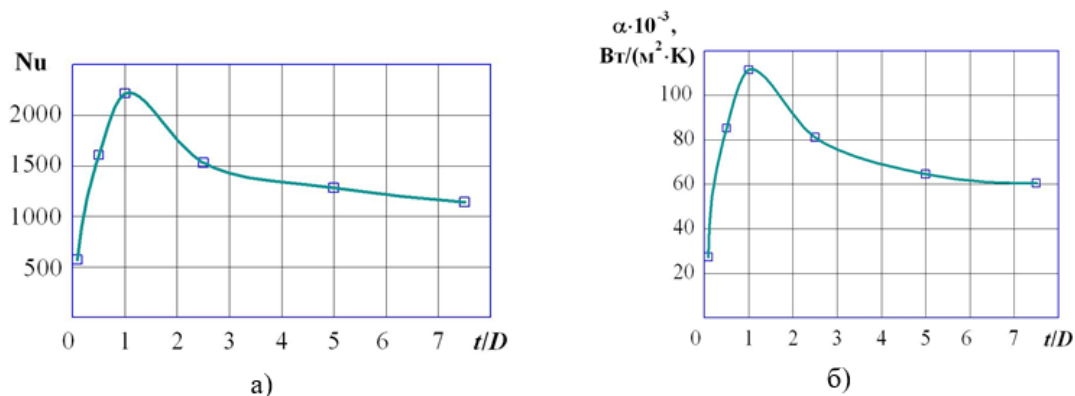


Рисунок 4 – Зависимость критерия Нуссельта Nu (а) и коэффициента теплоотдачи α (б) в трубе топливомасляного теплообменника с применением поперечной кольцевой накатки от отношения шага накатки t к внутреннему диаметру D

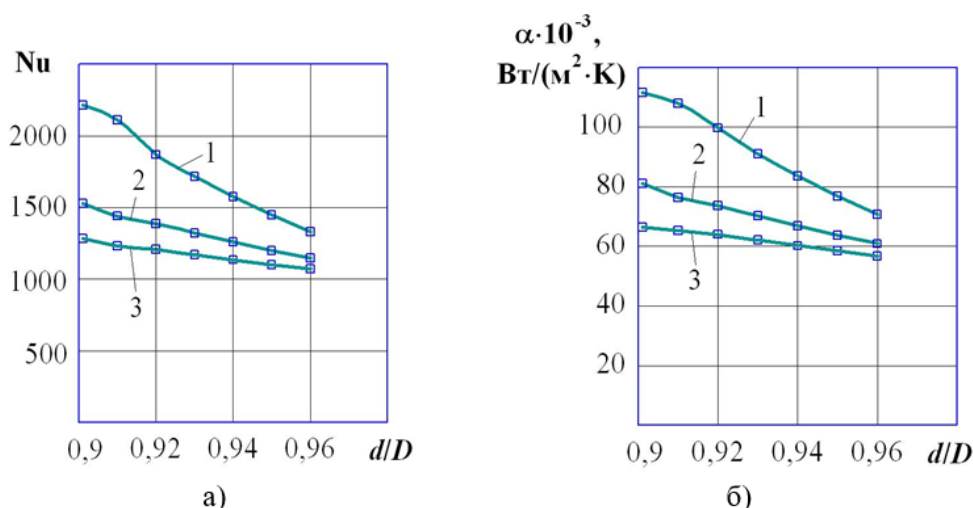


Рисунок 5 – Зависимость критерия Нуссельта Nu (а) и коэффициента теплоотдачи α (б) в трубе топливомасляного теплообменника с применением поперечной кольцевой накатки от отношения внутреннего диаметра трубы в месте образования кольцевых выступов к внутреннему диаметру трубы (d/D): 1 – при $t/D = 1$; 2 – при $t/D = 2,5$; 3 – при $t/D = 5$

Анализируя полученные зависимости, можно сделать вывод, что параметры, характеризующие интенсивность процесса теплоотдачи (критерий Нуссельта Nu и коэффициент теплоотдачи α), с увеличением шага кольцевой накатки сначала возрастают по сравнению с их значениями в гладкой трубе, а по достижении им определенного значения начинают постепенно уменьшаться (см. Рис. 4). Это можно объяснить тем, что при малых значениях t (см. Рис. 2б) расстояние между кольцевыми выступами небольшое, соответственно, частицы топлива будут с трудом проходить в данное место трубы, что отрицательно скажется на уменьшении ламинарного пограничного слоя. При больших значениях t эффекта от разрушения ламинарного подслоя и, соответственно, турбулизации потока за счет одного кольцевого выступа может не хватить до следующего, и на данном участке перед следующим выступом процесс теплообмена будет проходить как в гладкой

трубе без использования поперечной кольцевой накатки. Что касается зависимости Nu и α от отношения внутреннего диаметра трубы в месте образования кольцевых выступов к внутреннему диаметру гладкой трубы (d/D), то с увеличением данного значения, а, соответственно, увеличением значения диаметра d при постоянном диаметре D , уменьшается высота кольцевого выступа h , равного половине разности диаметров D и d , что хорошо видно из схемы на рисунке 2б. Чем меньше высота h , тем меньший эффект на разрушение пограничного ламинарного слоя и турбулизацию потока оказывают выступы кольцевой накатки, а при $d/D = 1$ труба во внутреннем диаметре превращается в обычную гладкую трубу. Поэтому при увеличении значения d/D значения Nu и α уменьшаются (см. Рис. 5). Из этого же рисунка видно, что параметры процесса теплоотдачи уменьшаются также и при росте значения t/D , о чем было сказано выше.

Таким образом, при проектировании и изготовлении кольцевой накатки в теплообменных трубах с целью интенсификации процесса теплоотдачи необходимо выбирать такие значения t и D , которые обеспечат максимальный рост коэффициента теплоотдачи и тем самым интенсифицируют процесс теплоотдачи в трубе и теплопередачи между теплоносителями (в данном случае топливом и маслом) через стенку трубы, что поможет достичь лучшего охлаждения горячего теплоносителя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Теория авиационных двигателей. Часть 1 / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров, В.Н. Котовский [и др.]. – Москва: Издательство ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. – 366 с.
2. Панченко, С.Л. Интенсификация охлаждения масла при установке воздухомасляного теплообменника во втором контуре двухконтурного турбореактивного двигателя / С.Л. Панченко // Вестник УГАТУ. – 2023. – Т. 27, № 2 (100). – С. 3-14.
3. Трянов, А.Е. О тепловой защите масляных полостей опор, создаваемых ГТД / А.Е. Трянов, О.А. Гришанов, А.С. Виноградов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – № 3 (19). – С. 318-328.
4. Михеев, М.А. Основы теплопередачи / М.А. Михеев, И.М. Михеева. – Москва: Энергия, 1977. – 344 с.
5. Лаптев, А.Г. Методы интенсификации и моделирования тепломассообменных процессов / А.Г. Лаптев, Н.А. Николаев, М.М. Башаров. – Москва: «Теплотехник», 2011. – 335 с.
6. Белозерцев В.Н. Интенсификация теплообмена: учебное пособие / В.Н. Белозерцев, В.В. Бирюк, А.И. Довгялло [и др.]. – Самара: Издательство Самарского университета, 2018. – 208 с.
7. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учебное пособие / под ред. А.П. Назарова. – Москва: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1987. – 363 с.
8. Панченко, С.Л. Теплообменники масляных систем двигателей летательных аппаратов и их расчет: учебное пособие / С.Л. Панченко, С.А. Толстов, А.К. Айсин. – Воронеж: Роза ветров, 2022. – 94 с.

REFERENCES

1. The theory of aircraft engines. Part 1 / Yu.N. Nechaev, R.M. Fedorov, V.N. Kotovskiy [et al.]. – Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2005. – 366 p.
2. Panchenko, S.L. Intensification of oil cooling by installing an air-oil heat exchanger in the bypass duct of a bypass turbojet engine / S.L. Panchenko // Bulletin of UGATU. – 2023. – Vol. 27, No 2 (100). – P. 3-14.
3. Tryanov, A.E. About the thermal defense of supports oil cavities of the created gas turbine engines / A.E. Tryanov, O.A. Grishanov, A.S. Vinogradov // Bulletin of Samara State Aerospace university. – 2009. – No. 3 (19) – P. 318-328.
4. Mikheev, M.A. Basics of heat transfer / M.A. Mikheev, I.M. Mikheeva. – Moscow: Energy, 1977. – 344 p.
5. Laptev, A.G. Methods of intensification and modeling of heat mass transfer processes / A.G. Laptev, N.A. Nikolaev, M.M. Basharov. – Moscow: «Heating engineer», 2011. – 335 p.
6. Belozertsev, V.N. Heat transfer intensification: training manual / V.N. Belozertsev, V.V. Biryuk, A.I. Dovgyallo [et al.]. – Samara: Samara University Publ., 2018. – 208 p.
7. Turbojet baypass engine with afterburner combustion chamber AL-31F: training manual / A.P. Nazarov (ed.). – Moscow.: Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1987. – 363 p.
8. Panchenko, S.L. Heat exchangers of aerial vehicles engines oil systems and calculation: training manual / S.L. Panchenko, S.A. Tolstov, A.K. Aysin. – Voronezh: Wind rose, 2022. – 94 p.