

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЁТА МАССЫ ТЕПЛООБМЕННИКА В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2019

- В. С. Кузьмичёв** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)
- Х. Х. О. Омар** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [dr.hewa.omar@gmail.com](mailto:dr.hewa.omar@gmail.com)
- А. Ю. Ткаченко** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru)
- А. А. Бобрик** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [bobrik000al@mail.ru](mailto:bobrik000al@mail.ru)

Несмотря на то, что авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) достигли высокой степени совершенства, требования по повышению их эффективности постоянно возрастают. Снижение удельного расхода топлива и удельной массы силовой установки позволяет улучшить лётно-технические характеристики летательного аппарата. Одним из эффективных средств снижения удельного расхода топлива и получения высокой тепловой эффективности ГТД является применение регенерации тепла. Поэтому интерес к ней сохраняется на протяжении всего периода развития газотурбинных двигателей. Однако применение регенерации тепла в авиационных ГТД сталкивается с противоречием: с одной стороны, регенерация тепла позволяет уменьшить удельный расход топлива, а с другой – увеличивает массу силовой установки за счёт наличия регенератора. Причём с ростом степени регенерации удельный расход топлива уменьшается, а масса силовой установки растёт. Для получения необходимого эффекта следует одновременно оптимизировать и параметры рабочего процесса двигателя, и степень регенерации теплообменника по критериям оценки силовой установки в системе летательного аппарата. Для этого необходимо иметь математическую модель оценки массы высокоэффективного регенератора авиационного назначения. Приводится разработанная математическая модель расчёта массы компактного пластинчатого теплообменника, применяемого для увеличения эффективности авиационного газотурбинного двигателя за счёт подогрева сжатого воздуха, поступающего в камеру сгорания, горячим газом за турбиной. Выбраны рациональная схема относительного движения рабочих сред в теплообменнике, оптимальный тип пластинчатой поверхности теплопередачи с точки зрения минимизации массы теплообменника и гидравлических потерь в воздушном и газовом каналах. На основании расчётного алгоритма для выбранного типа поверхности определена зависимость удельной массы теплообменника от степени регенерации при различных скоростях истечения газа сопла. Для оценки достоверности полученной модели проведён сравнительный анализ влияния степени регенерации на удельную массу теплообменника, выполненный на основании сравнения результатов расчётов по разработанной модели с данными других авторов и с данными по созданным регенераторам.

*Авиационный газотурбинный двигатель; рекуператор; компактный теплообменник; пластинчатая поверхность; регенеративный цикл; удельная масса; степень регенерации; расчётная модель.*

---

**Цитирование:** Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х.О., Ткаченко А.Ю., Бобрик А.А. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

## **Введение**

Авиационные газотурбинные двигатели достигли высокой степени совершенства. Тем не менее, задача повышения технико-экономической эффективности двигателя за счёт снижения удельного расхода топлива и уменьшения удельной массы по-прежнему является одним из основных направлений в развитии авиационной индустрии. Перспективной концепцией снижения удельного расхода топлива и получения высокой тепловой эффективности ГТД (30% и выше) является концепция ГТД регенеративного цикла (ГТДр) [1-3]. Однако трудности технической реализации таких разработок связаны с усложнением конструкции, увеличением габаритов и массы двигателя из-за установки теплообменника. Поэтому при создании ГТДр необходимо учитывать не только увеличение топливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик, так как на эффективность силовой установки в целом оба фактора оказывают противоположное влияние. Создание авиационного ГТДр с приемлемыми габаритно-массовыми и эксплуатационными показателями требует дальнейшего совершенствования методов расчёта компактных теплообменников, анализа условий рационального согласования параметров теплообменника и двигателя, исследования новых, высокоэффективных типов поверхностей теплообмена, оптимизации параметров рабочего процесса двигателя и теплообменника, изучения эксплуатационных качеств и характеристик ГТДр [4-6].

К основным требованиям, предъявляемым к теплообменникам, относятся:

- минимальные масса и объём, герметичность конструкции;
- низкие гидравлические потери давления и высокая термическая эффективность;
- высокая надёжность и долговечность.

В качестве теплообменников для авиационных ГТДр наиболее предпочтительными являются пластинчатые рекуператоры. В рекуператорах теплообмен между газом и воздухом осуществляется непосредственно через стенки, разделяющие потоки. Рекуператор при разделении его на отдельные секции позволяет получить большое разнообразие конструктивных форм, что облегчает условия его компоновки на двигателе. Для авиационных ГТДр, в которых увеличение диаметральных габаритов нежелательно из-за роста лобового сопротивления силовой установки, отмеченное обстоятельство может иметь решающее значение при выборе типа теплообменника. Рекуператоры сравнительно просты в изготовлении и достаточно перспективны в отношении возможности получения хороших габаритно-массовых показателей как при использовании их в современных авиационных ГТДр, так и при дальнейшем развитии этих двигателей путём реализации высокотемпературных циклов. Таким образом, в статье анализ возможностей применения регенерации тепла в авиационных двигателях проводился применительно к теплообменникам рекуперативного типа, для которых и разработана математическая модель расчёта массы.

### **Выбор схемы относительного течения сред и типа теплопередающей поверхности**

При расчёте компактных теплообменников тепловая эффективность схемы движения теплоносителей обычно задаётся зависимостью степени регенерации от комплексного параметра ( $M = kF/C_p G$ ), объединяющего теплофизические и геометрические параметры поверхности теплообменника [7-10]. Применительно к компактным теплообменникам наибольший интерес представляют схемы, отличающиеся высокой эффективностью, поскольку в таких схемах передача определённого количества тепла возможна при меньшей величине поверхности теплообменника. Наиболее эффективной схемой теплообмена является противоточная (рис. 1, а), в которой газ и воздух движут-

ся навстречу друг другу. При противотоке требуемая величина степени регенерации  $\theta$  может быть получена при наименьшем значении параметра  $M$  по сравнению с другими схемами. Однако в рекуперативных теплообменниках реализовать противоточную схему в чистом виде практически невозможно по конструктивным причинам и применение этой схемы в авиации трудно реализовать. Схемы перекрёстноточных теплообменников (рис. 1, б, в) находят достаточно широкое применение в компактных теплообменниках благодаря их конструктивной простоте и высокой эффективности. При увеличении числа секций эффективность перекрёстноточных схем увеличивается и приближается к эффективности противоточной схемы [11; 12].

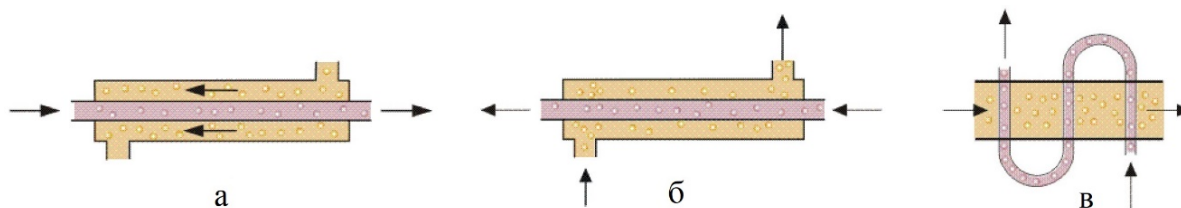


Рис. 1. Схемы движения теплоносителей:  
а – противоток; б – перекрёстный ток; в – двухходовый перекрёстный ток

Максимально возможное повышение тепловых нагрузок (степень достижения этого требования для ГТД характеризуется степенью регенерации тепла) при высокой технологичности конструкции и предельно возможной минимизации остальных параметров является основным требованием, предъявляемым к теплообменным устройствам. Трудности реализации этих требований создают необходимость поиска компромиссных инженерных решений. В настоящее время наиболее удачным для интенсификации теплоотдачи является создание искусственной турбулизации потока в узкой пристеночной зоне. При этом интенсификация процесса теплоотдачи преобладает над увеличением гидравлического сопротивления теплообменника. Этот способ можно реализовать в теплообменниках с пластинчатой поверхностью [13-18]. Различные типы пластинчатых поверхностей теплообмена по их конструктивным особенностям (рис. 2) можно подразделить на:

1. Неоребрённые пластинчатые поверхности (Пл):
  - g – гладкие каналы,
  - h – каналы с интенсификацией теплоотдачи.
2. Пластинчато-ребристые поверхности:
  - a, b – гладкие рёбра (ГлР),
  - c – волнистые рёбра (ВР),
  - d – короткие пластинчатые рёбра (ПлР),
  - e – жалюзийные рёбра (ЖР),
  - f – перфорированные рёбра (ПфР).

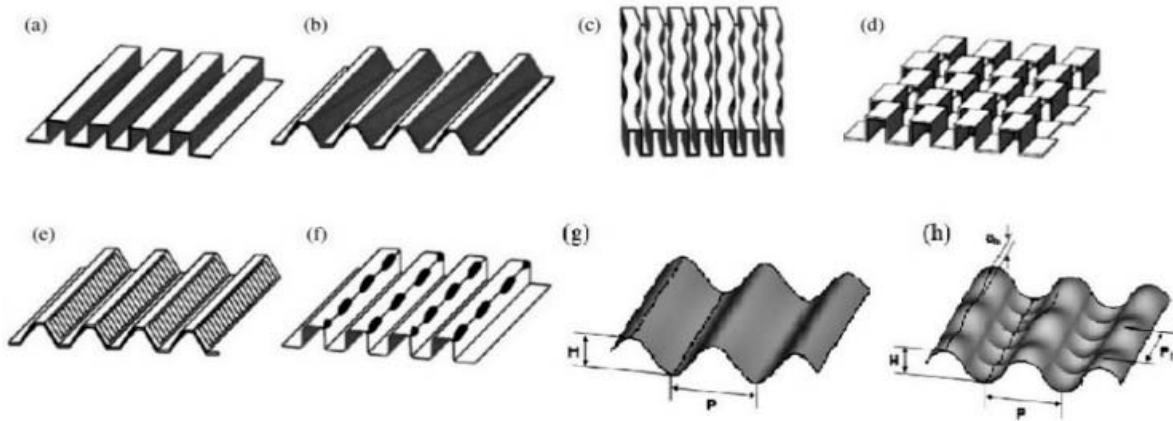


Рис. 2. Типы пластинчатых поверхностей теплообменников:

*a* – четырёхугольные гладкие рёбра; *b* – трапециевидные гладкие рёбра; *c* – волнистые рёбра; *d* – короткие пластинчатые рёбра; *e* – жалюзийные рёбра; *f* – перфорированные рёбра; *g* – неоребрённые пластинчатые поверхности (гладкие каналы); *h* – неоребрённые пластинчатые поверхности (каналы с интенсификацией теплоотдачи) [14; 15]

### Расчётный анализ и сравнение различных типов поверхностей компактного теплообменника

В данной работе проведён расчётный анализ различных типов поверхностей по величине удельной массы теплообменника  $\gamma_{TO} = M_{TO}/G_B$ , потерям давления в воздушном канале поверхностей теплообменника  $\Delta p_B/p_B$ , потерям давления в газовом канале поверхностей теплообменника  $\Delta p_G/p_G$  и площади фронтальной поверхности  $S_{F\Sigma}$  (м<sup>2</sup>), характеризующей габариты. Исходные данные по геометрическим размерам, гидравлическим сопротивлениям в каналах и параметрам, характеризующим теплопередачу (число Нуссельта *Nu*) этих поверхностей, выбраны из работ [7; 8; 19]. Сравнение различных типов поверхностей (рис. 3 – 6) осуществилось при следующих условиях:  $G_B = G_G = 43$  кг/с;  $\theta = 0,6$ ;  $\Sigma = 0,05$ ;  $T_{G1} = 1000$  К;  $T_{B1} = 660$  К;  $p_{G1} = 111\,000$  Па;  $p_{B1} = 1\,497\,000$  Па. Эквивалентный диаметр принят одинаковым для всех поверхностей. Результаты расчётов представлены на рис. 3 – 6 и в табл. 1.

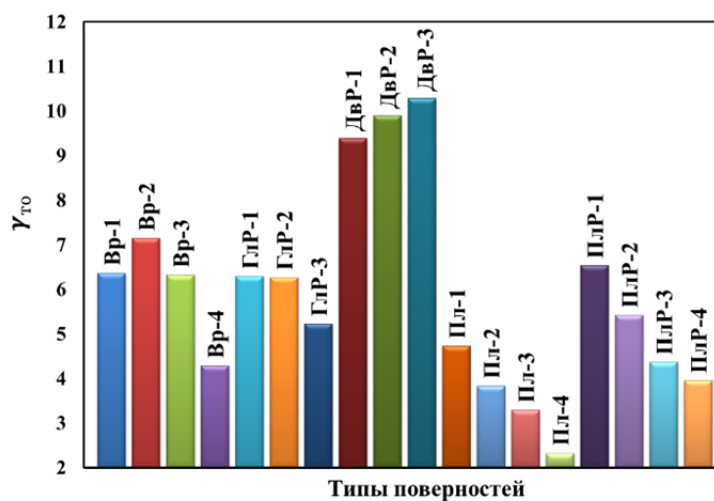


Рис. 3. Сравнение различных поверхностей теплообменников по удельной массе

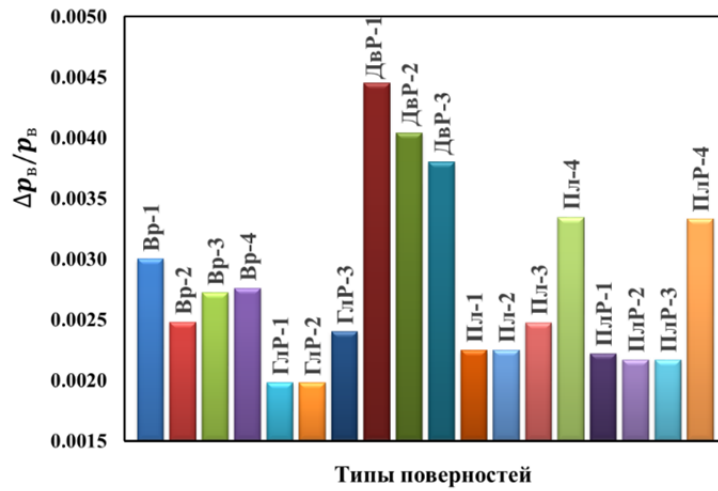


Рис. 4. Сравнение различных поверхностей теплообменников по потерям давления в воздушном канале

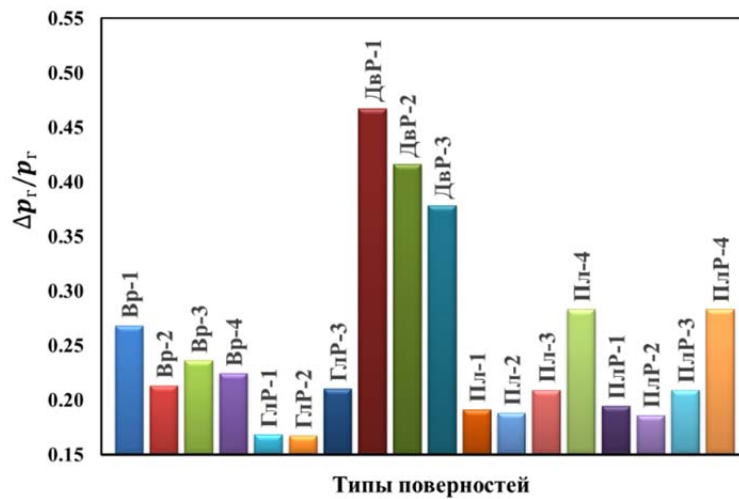


Рис. 5. Сравнение различных поверхностей теплообменников по потерям давления в газовом канале

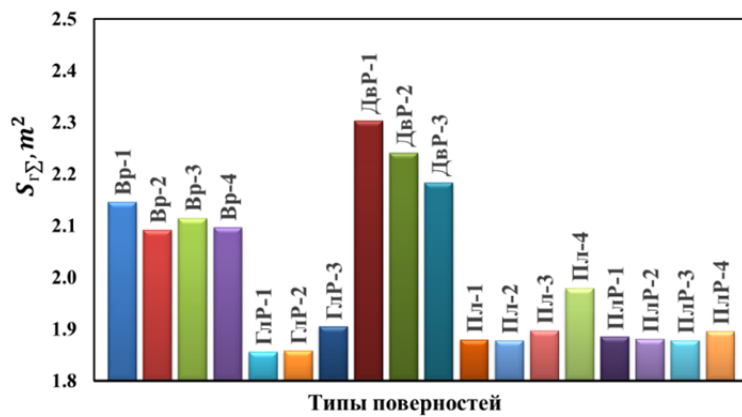


Рис. 6. Сравнение различных поверхностей теплообменников по площади фронтальной поверхности

Таблица 1. Результаты расчётов различных типов поверхностей

№ п/п	Типы поверхностей	$V$ , м <sup>3</sup>	$M$ , кг	$\gamma_{TO}$ , кг/кг/с	$S_{\Gamma\Sigma}$ , м <sup>2</sup>	$\Delta p_{\Gamma}/p_{\Gamma}$	$\Delta p_B/p_B$
1	Вр-1	0.1343	273.55	6.361	2.145	0.268	0.003
2	Вр-2	0.1508	307.1	7.141	2.091	0.213	0.00248
3	Вр-3	0.1334	271.74	6.319	2.114	0.236	0.00272
4	Вр-4	0.0904	184.18	4.283	2.096	0.224	0.00276
5	ГлР-1	0.1817	270.31	6.286	1.855	0.168	0.00198
6	ГлР-2	0.1811	269.39	6.264	1.857	0.167	0.00198
7	ГлР-3	0.1481	224.83	5.228	1.094	0.21	0.0024
8	ДвР-1	0.2307	403.69	9.388	2.303	0.467	0.00445
9	ДвР-2	0.2431	425.43	9.893	2.24	0.416	0.00404
10	ДвР-3	0.2528	442.34	10.287	2.183	0.378	0.0038
11	Пл-1	0.139	203.03	4.721	1.879	0.191	0.00225
12	Пл-2	0.1126	164.5	3.825	1.877	0.188	0.00225
13	Пл-3	0.0967	141.22	3.284	1.896	0.209	0.00248
14	Пл-4	0.0684	99.9	2.323	1.978	0.283	0.00334
15	ПлР-1	0.1888	280.8	6.53	1.885	0.194	0.00222
16	ПлР-2	0.1567	233.19	5.423	1.88	0.186	0.00217
17	ПлР-3	0.1262	187.81	4.367	1.878	0.209	0.00217
18	ПлР-4	0.1143	170.04	3.954	1.895	0.283	0.00333

Как видно из рис. 3, с точки зрения удельной массы теплообменника наиболее предпочтительной является поверхность Пл-4. По гидравлическим потерям она имеет приемлемые показатели (рис. 4, 5) и по площади фронтальной поверхности также имеет приемлемые значения (рис. 6). Поэтому для дальнейших исследований была выбрана поверхность Пл-4 (табл. 2) [7]. Особенности неоребрённых поверхностей теплообменников являются относительно высокое отношение поверхности теплоотдачи к единице объёма, высокая эффективность и, следовательно, возможность создания лёгких конструкций.

Таблица 2. Геометрические размеры выбранной поверхности Пл-4 [7]

$\psi$ , град	$d_s$ , мм	$L/d_s$	$h'$ , мм	$t'$ , мм	$S'$ , мм	$\Pi'/t'$	$\delta$ , мм	$r_1$ , мм	$r_2$ , мм
66	1,53	50,5	1,27	2,57	1,44	1,47	0,1	0,6	0,6

### Разработка модели расчёта массы компактного теплообменника

На основе алгоритмов расчёта компактного теплообменника, приведённых в работах [7; 8], были проведены расчёт компактного теплообменника для различных степеней регенерации  $\theta$  и скорости течения газа. При этом результаты расчёта и принятые значения исходных данных приведены в табл. 3. На основе полученных результатов построены зависимости удельной массы теплообменника  $\gamma_{TO}$  от степени регенерации  $\theta$  и скорости течения газа, а также зависимости относительного изменения удельной массы теплообменника  $\bar{\gamma}$  от степени регенерации  $\theta$  (рис. 7; 8) при расходе воздуха  $G_B = 43$  кг/с.

Таблица 3. Результаты расчётов удельной массы теплообменников

№ п/п	Наименование теплообменников	Основные характеристики теплообменников				
		Исходные данные			Результаты расчётов	
		Степень регенерации $\theta$	Скорость газа $C_r$ , м/с	Масса теплообменника $M_{TO}$ , кг	Удельная масса $\gamma_{TO}$ , кг/кг/с	Относительная масса $\bar{\gamma}$
По методике работы [7]						
1	ТО 1	0,5	30	260	6,04	1,00
2	ТО 2	0,6	30	477	11,09	1,83
3	ТО 3	0,7	30	880	20,46	3,38
4	ТО 4	0,8	30	1750	40,69	6,73
5	ТО 5	0,9	30	4550	105,81	17,50
По методике работы [7]						
6	ТО 1	0,5	150	100	2,32	1,00
7	ТО 2	0,6	150	195	4,53	1,95
8	ТО 3	0,7	150	400	9,3	4,00
9	ТО 4	0,8	150	858	19,95	8,58
10	ТО 5	0,9	150	1992	46,32	19,92
По методике работы [8]						
11	ТО 1	0,5	30	1150	26,74	1,00
12	ТО 2	0,61	30	2095	48,72	1,82
13	ТО 3	0,65	30	3550	82,55	3,08
14	ТО 4	0,75	30	7200	167,44	6,26
15	ТО 5	0,88	30	21500	500	18,69

Кроме того, на основе опубликованных работ на рис. 7, 8 были нанесены данные (табл. 4) по пластинчатым теплообменникам авиационных газотурбинных двигателей [20-22], по пластинчатым теплообменникам стационарных газотурбинных установок [9; 10], а также по эффективным теплообменникам из работы С.Ф. MacDonald [23] и работы сотрудников Московского авиационного института [24].

На рис. 8 в относительном виде представлены данные по влиянию степени регенерации на удельную массу теплообменника  $\gamma_{TO}$ . Из него видно, что влияние степени регенерации на удельную массу теплообменников (градиент изменения) по разработанной модели и по различным источникам практически совпадает, что доказывает её адекватность.

Таблица 4. Основные технические характеристики теплообменников

№ п/п	Наименование теплообменника	Основные характеристики теплообменников				
		Расход воздуха $G_B$ , кг/с	Степень регенерации $\theta$	Масса теплообменника $M_{ТО}$ , кг	Удельная масса $\gamma_{ТО}$ , кг/кг/с	Относительная масса $\bar{\gamma}$
1	English Electric [9;10]	19,1	0,60	5500	288	5,1
2	ГТ-700-5 [9;10]	45	0,75	19200	427	7,5
3	ГТУ-3 [9]	5,3	0,50	300	57	1,0
4	ГТУ-6 [9]	9,2	0,65	2400	261	4,6
5	ГТУ ГТК-10-4 [9]	42,95	0,73	16045	374	6,6
6	ГТК-10 [10]	86	0,75	38700	450	8,0
7	ГТК-10 (2) [9]	86	0,81	55000	640	11,3
8	ГТ-5000 [9]	24,3	0,66	6223	256	4,5
9	ГТД-1С [24]	5	0,60	1000	200	5,5
10	Данные [24]	–	0,60	–	80	1,0
11		–	0,70	–	240	3,0
12		–	0,80	–	520	6,5
13		–	0,90	–	970	12,1
14	Данные [23] для поверхности с гладкими рёбрами	–	0,75	–	80	–
15		–	0,78	–	88	–
16		–	0,79	–	140	–
17		–	0,86	–	125	–
18		–	0,82	–	54	–
19		–	0,90	–	150	–
20	Данные [23] для неоребрённых пластинчатых поверхностей	–	0,75	–	48	–
21		–	0,77	–	52	–
22		–	0,80	–	60	–
23		–	0,85	–	68	–
24		–	0,85	–	58	–
25		–	0,90	–	65	–
26		–	0,92	–	66	–
27	ТО ГТД-1000 [20]	1,8	0,90	1000	556	–
28	ТО ГТД-700 [21]	4,3	0,62	200	47	–



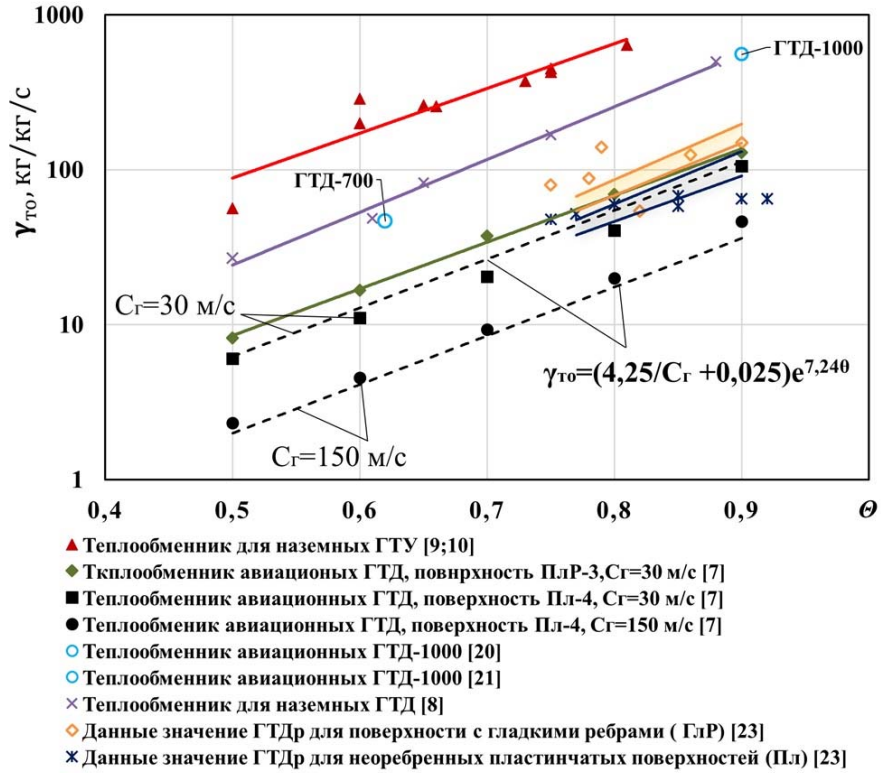


Рис. 7. Зависимости удельной массы теплообменника различных типов от степени регенерации (логарифмическая шкала)

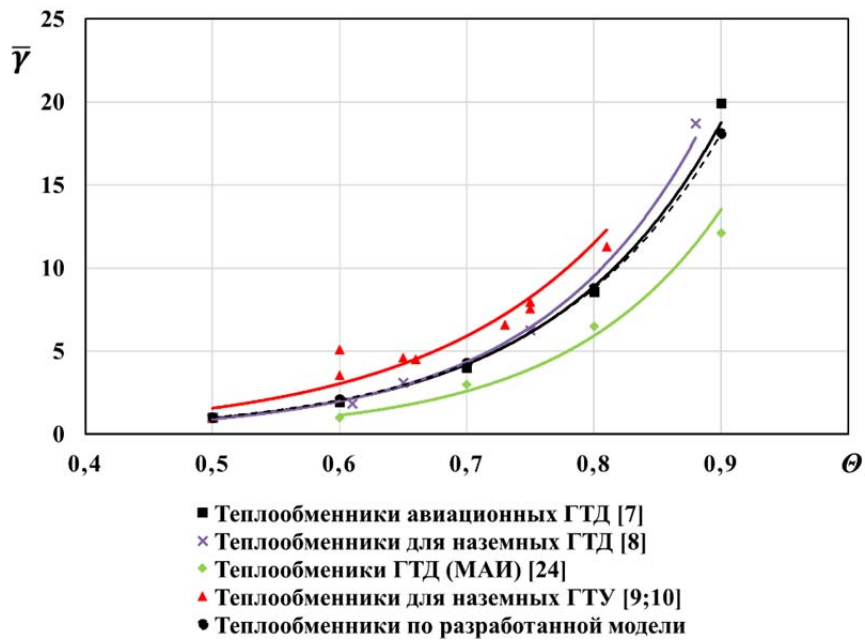


Рис. 8. Влияние степени регенерации на относительную массу теплообменников

### **Расчёт массы теплообменника**

В зависимости от заданных степени регенерации  $\theta$  и скорости протекания газа  $C_T$  через теплообменник рассчитывается удельная масса теплообменника:

$$\gamma_{TO} = (4,25/C_T + 0,025)e^{7,24\theta} \text{ (кг/кг/с)}.$$

По заданному расходу воздуха через теплообменник  $G_B$  и рассчитанной удельной массе определяется масса теплообменника:

$$M_{TO} = G_B \gamma_{TO} \text{ (кг)}.$$

Данная модель применима для пластинчатых рекуператоров с наиболее эффективными поверхностями теплообмена в диапазоне скоростей протекания газа через теплообменник от 30 до 200 м/с.

### **Заключение**

В результате проведённых исследований разработана математическая модель расчёта массы компактного пластинчатого теплообменника, которая может применяться при совместной оптимизации параметров рабочего процесса и степени регенерации на этапе концептуального проектирования авиационных ГТД регенеративного цикла. Выбрана перекрёстная схема относительного движения рабочих сред в теплообменнике как наиболее рациональная и оптимальный тип пластинчатой поверхности теплопередачи с точки зрения минимизации массы теплообменника и гидравлических потерь в воздушном и газовом каналах – неоребрённая поверхность.

Для выбранного типа поверхности на основании детального расчётного алгоритма определена зависимость удельной массы теплообменника от степени регенерации при различных скоростях течения газа, и на этой основе получена корреляционно-регрессионная модель. Для оценки достоверности полученной модели проведён сравнительный анализ влияния степени регенерации на удельную массу теплообменника, выполненный на основании сравнения результатов расчётов по разработанной модели с данными других авторов и с данными по созданным регенераторам.

Дальнейшим направлением исследований является проведение совместной оптимизации параметров рабочего процесса и регенератора двухконтурных турбореактивных двигателей в системе самолёта и турбовальных ГТД в системе вертолёт по критериям оценки их технико-экономической эффективности.

### **Библиографический список**

1. Агульник А.Б., Гусаров С.А., Омар Х.Х.О. Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата // Труды МАИ. 2017. № 92. <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>
2. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счёт регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 4. С. 133-141.
3. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010

4. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines // *Applied Thermal Engineering*. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2
5. Traverso A., Zanzarsi F., Massardo A. Cheope: a tool for the optimal design of compact recuperators // *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2004. V. 6. P. 115-123. DOI: 10.1115/GT2004-54114
6. McDonald C.F., Wilson D.G. The utilization of recuperated and regenerated engine cycles for high efficiency gas turbines in the 21st century // *Applied Thermal Energy*. 1996. V. 16, Iss. 8-9. P. 635-653. DOI: 10.1016/1359-4311(95)00078-X
7. Тихонов А.М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1977. 108 с.
8. Kays W.M., London A.L. Compact heat exchangers. New York: McGraw-Hill Comp., 1984. 224 p.
9. Аронсон К.Э., Блинков С.Н., Брезгин В.И., Бродов Ю.М., Купцов В.К., Ларионов И.Д., Ниренштейн М.А., Плотников П.Н., Рябчиков А.Ю., Хаев С.И. Теплообменники энергетических установок: эл. уч. издание. Екатеринбург: УрФУ, 2015. <https://openedu.urfu.ru/files/book/>
10. Иванов В.Л., Леонтьев А.И., Манушин Э.А., Осипов М.И. Теплообменные аппараты и системы охлаждения газотурбинных и комбинированных установок. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 592 с.
11. Zohuri B. Compact heat exchangers. Selection, application, design and evaluation. Switzerland: Springer, 2017. 570 p. DOI: 10.1007/978-3-319-29835-1
12. Ranganayakulu C., Seetharamu K.N. Compact heat exchangers: Analysis, design and optimization using FEM and CFD approach. John Wiley & Sons, 2018. 541 p.
13. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines (Part-I: Novel geometry of primary surface) // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2012. V. 55, Iss. 19-20. P. 5256-5267. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2012.05.034
14. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines (Part-II: Design optimization of primary surface) // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2013. V. 61. P. 138-148. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.01.084
15. Байгалиев Б.Е., Щелчков А.В., Яковлев А.Б., Готышов П.Ю. Теплообменные аппараты: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2012. 180 с.
16. Xiao G., Yang T., Liu H., Ni D., Ferrari M.L., Li M., Luo Zh., Cen K., Ni M. Recuperators for micro gas turbines: A review // *Applied Energy*. 2017. V. 197. P. 83-99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.03.095
17. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines // *Heat Mass Transfer*. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3
18. Shah R.K., Sekulic' D.P. Fundamentals of heat exchanger design. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2003. 941 p.
19. Utrianen E., Sunden B. A comparison of some heat transfer surfaces for small gas turbine recuperators // *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2001. V. 3. DOI: 10.1115/2001-GT-0474
20. Беляев В.Е., Беляева С.О., Коваль В.А., Ковалева Е.А. Высокоэффективный газотурбинный двигатель мощностью 1 МВт // *Восточно-европейский журнал передовых технологий*. 2009. Т. 4, № 4 (40). С. 66-69.

21. Сиссе С.У. Тепловая эффективность рекуперативных теплообменников на частичных и неустановившихся режимах. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2000. 117 с.

22. Барский И.А., Сиссе С.У. Переходные характеристики теплообменников при любых отношения водяных эквивалентов // В сб.: «Актуальные проблемы научных исследований». М.: Машиностроение, 1999. С. 99.

23. MacDonald C.F. Recuperator considerations for future higher efficiency microturbines // Applied Thermal Engineering. 2003. V. 23, Iss. 12. P. 1463-1487. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00083-8

24. Ардатов К.В., Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А. Классификация высокоэффективных рекуператоров газотурбинных двигателей // Труды МАИ. 2013. № 71. <http://trudymai.ru/published.php?ID=46706>

## **MATHEMATICAL MODEL FOR CALCULATING THE MASS OF A HEAT EXCHANGER IN PROBLEMS OF OPTIMIZING THE PARAMETERS OF THE WORKING PROCESS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES**

© 2019

**V. S. Kuz'michev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)

**H. H. Omar** Graduate Student of the Department of Theory of Aircraft Engines;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[dr.hewa.omar@gmail.com](mailto:dr.hewa.omar@gmail.com)

**A. Yu. Tkachenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Assistant Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru)

**A. A. Bobrik** Graduate Student of the Department of Theory of Aircraft Engines;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[bobrik000al@mail.ru](mailto:bobrik000al@mail.ru)

Despite the fact that aviation gas turbine engines (GTE) have reached a high degree of sophistication, requirements for the improvement of their efficiency are constantly increasing. Reduction of specific fuel consumption and specific weight of the engine unit makes it possible to improve aircraft performance. One of the effective means of reducing specific fuel consumption and obtaining high thermal efficiency of a gas turbine engine is the use of heat recovery, so the interest in it holds throughout the period of development of gas turbine engines. However, the use of heat recovery in aircraft gas turbine engines is faced with a contradiction: on the one hand, heat recovery allows reducing specific fuel consumption, but, on the other hand, it increases the weight of the power plant due to the presence of a heat exchanger. Moreover, with the increase in the degree of regeneration, specific fuel consumption decreases, whereas the mass of the power plant increases. To obtain the desired effect, it is necessary to optimize simultaneously both the parameters of the engine work process and the degree of regeneration of the heat exchanger according to the criteria of evaluating the engine unit in the aircraft system. For this purpose, it is necessary to have a mathematical model for estimating the weight of a highly efficient aircraft heat exchanger. The article presents a developed mathematical model for calculating the weight of a compact plate heat exchanger used to increase the efficiency of a gas turbine engine due to the heating of compressed air entering the combustion chamber by the hot gas that enters the combustion chamber from behind the turbine. We chose a rational pattern of relative motion of the working media in the heat exchanger, the optimal type of plate-type heat transfer surface in terms of minimizing the weight of the heat exchanger and the hydraulic losses in the air and gas ducts. For the selected surface type, the dependence of the specific weight of the heat exchanger on the degree of regeneration is determined for different nozzle exhaust

velocities on the basis of a computational algorithm. To assess the reliability of the obtained model, comparative analysis of the effect of the degree of regeneration on the specific weight of the heat exchanger was carried out, based on the comparison of the results of calculations for the developed model with the data of other authors and with the data for the produced regenerators.

*Aircraft gas turbine engine; recuperator; compact heat exchanger; plate heat exchanger surface; regenerative cycle; specific weight; degree of regeneration; computational model.*

---

*Citation:* Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Yu., Bobrik A.A. Mathematical model for calculating the mass of a heat exchanger in problems of optimizing the parameters of the working process of aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

## References

1. Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Omar H.O. Gas-steam turbine cycle basic parameters selection for gas pumping units. *Trudy MAI*. 2017. No. 92. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>. (In Russ.)
2. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Y. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 4. P. 133-141. (In Russ.)
3. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010
4. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines. *Applied Thermal Engineering*. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2
5. Traverso A., Zanzarsi F., Massardo A. Cheope: a tool for the optimal design of compact recuperators. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2004. V. 6. P. 115-123. DOI: 10.1115/GT2004-54114
6. McDonald C.F., Wilson D.G. The utilization of recuperated and regenerated engine cycles for high efficiency gas turbines in the 21st century. *Applied Thermal Energy*. 1996. V. 16, Iss. 8-9. P. 635-653. DOI: 10.1016/1359-4311(95)00078-X
7. Tikhonov A.M. *Regeneratsiya tepla v aviatsionnykh GTD* [Heat recovery in aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 108 p.
8. Kays W.M., London A.L. Compact heat exchangers. New York: McGraw-Hill Comp., 1984. 224 p.
9. Aronson K.E., Blinkov S.N., Brezgin V.I., Brodov Yu.M., Kuptsov V.K., Larionov I.D., Nirenshteyn M.A., Plotnikov P.N., Ryabchikov A.Yu., Khaet S.I. *Teploobmenniki energeticheskikh ustanovok: el. uch. izdanie* [Heat exchangers of power installations]. Ekaterinburg: Ural Federal University Publ., 2015. Available at: <https://openedu.urfu.ru/files/book/>
10. Ivanov V.L., Leont'ev A.I., Manushin E.A., Osipov M.I. *Teploobmennye apparaty i sistemy okhlazhdeniya gazoturbinnnykh i kombinirovannykh ustanovok* [Heat exchangers and cooling systems for gas turbine and combined plants]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2004. 592 p.
11. Zohuri B. Compact heat exchangers. Selection, application, design and evaluation. Switzerland: Springer, 2017. 570 p. DOI: 10.1007/978-3-319-29835-1
12. Ranganayakulu C., Seetharamu K.N. Compact heat exchangers: Analysis, design and optimization using FEM and CFD approach. John Wiley & Sons, 2018. 541 p.
13. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines

(Part-I: Novel geometry of primary surface). *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2012. V. 55, Iss. 19-20. P. 5256-5267.

DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2012.05.034

14. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines (Part-II: Design optimization of primary surface). *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2013. V. 61. P. 138-148. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.01.084

15. Baygaliev B.E., Shchelchikov A.V., Yakovlev A.B., Gotyshov P.Yu. *Teploobmennye apparaty: uchebnoe posobie* [Heat exchangers. Study guide]. Kazan: Kazan State Technical University Publ., 2012. 180 p.

16. Xiao G., Yang T., Liu H., Ni D., Ferrari M.L., Li M., Luo Zh., Cen K., Ni M. Recuperators for micro gas turbines: A review. *Applied Energy*. 2017. V. 197. P. 83-99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.03.095

17. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat Mass Transfer*. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3

18. Shah R.K., Sekulic' D.P. *Fundamentals of heat exchanger design*. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2003. 941 p.

19. Utrianen E., Sunden B. A comparison of some heat transfer surfaces for small gas turbine recuperators. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2001. V. 3. DOI: 10.1115/2001-GT-0474

20. Belyaev V.E., Belyaeva S.O., Koval' V.A., Kovaleva E.A. Highly efficient 1 MW gas turbine engine. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2009. V. 4, no. 4 (40). P. 66-69. (In Russ.)

21. Sisse S.U. *Teplovaya effektivnost' rekuperativnykh teploobmennikov na chastichnykh i neustanovivshikhsya rezhimakh. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Thermal efficiency of recuperative heat exchangers in partial and unsteady modes. Candidate of Science (Engineering) Dissertation]. Moscow, 2000. 117 p.

22. Barskiy I.A., Sisse S.U. Perekhodnye kharakteristiki teploobmennikov pri lyubykh otnosheniya vodyanykh ekvivalentov. *V sb.: «Aktual'nye problemy nauchnykh issledovaniy»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1999. P. 99. (In Russ.)

23. MacDonald C.F. Recuperator considerations for future higher efficiency microturbines. *Applied Thermal Engineering*. 2003. V. 23, Iss. 12. P. 1463-1487. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00083-8

24. Ardatov K.V., Nesterenko V.G., Ravikovich Y.A. Classification of high-performance recuperators GTE. *Trudi MAI*. 2013. No. 71. Available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=46706>. (In Russ.)