

## РАСЧЕТ И ОПТИМИЗАЦИЯ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ИЗЛУЧАТЕЛЯ ЗАМКНУТЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Е.М. Комаров

egormkomarov@mail.ru

SPIN-код: 9314-3866

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

*Выполнены расчет и оценка массогабаритных параметров радиаторов-излучателей, применяемых в качестве конечных и промежуточных газоохладителей в замкнутых газотурбинных установках космического базирования. Показаны особенности методики расчета радиаторов-излучателей, проведен сравнительный анализ массогабаритных параметров излучающей поверхности радиатора с контуром промежуточного жидкометаллического теплоносителя и радиатора с прямой схемой исполнения. Расчет показал, что схема прямого исполнения обладает наиболее легкой конструкцией и имеет меньшее число излучающих элементов, чем радиатор, выполненный с промежуточным контуром жидкометаллического теплоносителя.*

### Ключевые слова

*Излучатель, космический аппарат, конструкция, анализ, замкнутая газотурбинная установка, теплообмен, энергоустановка, оребрение*

Поступила в редакцию 14.06.2018

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

---

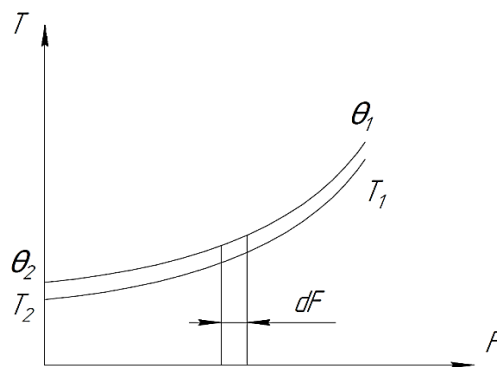
**Введение.** Обязательным элементом энергоустановки замкнутого цикла является теплообменник отвода теплоты в окружающую среду. Например, для замкнутой газотурбинной установки (ЗГТУ) это конечной газоохладитель, установленный на входе в компрессор. При двухкаскадном компрессоре с промежуточным охлаждением между компрессорами в схему включен также теплообменник промежуточного охлаждения. Для энергоустановки космического летательного аппарата (КЛА) в условиях длительной эксплуатации единственным источником хладоресурса является окружающее космическое пространство, а отвод теплоты происходит только излучением [1]. Главной особенностью теплосилового устройства космического назначения является ее полная комплектация на Земле и вывод в Космос в состоянии полной готовности к принятию нагрузки — доставка по частям, достройка и монтаж на орбите не предусматриваются. Масса излучателя жестко нормируется, а размеры излучателя ограничены размером и объемом транспортного отсека ракеты-носителя, способом укладки и дальнейшего раскрытия в рабочее состояние на орбите. Излучатель, как правило, представляет собой комплект излучающих панелей, объединенных подводным и отводящим коллекторами, связанными с энергетической установкой [2].

**Особенности расчета радиационного теплообменника.** Излучение с поверхности радиатора качественно описывается законом Стефана — Больцмана:

$$q = \varepsilon\sigma(T^4 - T_{\text{окр}}^4),$$

где  $\varepsilon$  — степень черноты панелей, при специальном напылении может достигать значения 0,90...0,93;  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Вт/(м<sup>2</sup> · К<sup>4</sup>) — постоянная Стефана — Больцмана;  $T$  — температура поверхности панели;  $T_{\text{окр}}$  — температура окружающего пространства (учитывается при низких планетарных орбитах).

Температурная диаграмма радиационного теплообменника приведена на рис. 1. Кривая  $\theta$  отображает изменение температуры теплоносителя от входа в теплообменник до выхода, а кривая  $T$  показывает распределение температур по поверхности излучения.



**Рис. 1.** Температурная диаграмма излучающего теплообменника:

$\theta_1, \theta_2$  — температура теплоносителя на входе в теплообменник и на выходе из него соответственно;  $T_1, T_2$  — температура излучающей поверхности входного и выходного сечения теплообменника соответственно

*Принятые допущения:* локальная температура  $T$  внешней стороны радиационной поверхности теплообмена равна температуре  $\theta$  теплоносителя (термическое сопротивление по конвективной стороне и термическое сопротивление стенки могут быть учтены позднее).

Тепловой баланс выделенного элемента  $dF$  поверхности теплообмена

$$dQ = \varepsilon\sigma_0 T^4 dF = c_p G d\theta, \tag{1}$$

или, согласно принятым допущениям,

$$dQ = \varepsilon\sigma_0 T^4 dF = c_p G dT, \tag{2}$$

где  $\varepsilon$  — степень черноты поверхности;  $\sigma_0$  — константа Стефана — Больцмана;  $F$  — площадь излучающей поверхности.

Интегрирование уравнения (2) в пределах изменения температуры от  $T_1$  до  $T_2$  приводит к следующей зависимости площади поверхности теплообмена от граничных температур и излучаемого теплового потока:

$$F = \frac{Gc_p}{3\varepsilon\sigma_0} \left( \frac{1}{T_2^2} - \frac{1}{T_1^2} \right) = \frac{Gc_p(T_1 - T_2)(T_2^2 + T_1T_2 + T_1^2)}{3\varepsilon\sigma_0 T_1^2 T_2^2}.$$

Если излучаемой энергией является теплота, отводимая с отработанными газами теплового двигателя мощностью  $N_e$  и при КПД  $\eta_e$ , то площадь излучающей поверхности можно определить по выражению

$$F = N_e \left( \frac{1}{\eta_e} - 1 \right) \frac{(T_2^2 + T_1T_2 + T_1^2)}{3\varepsilon\sigma_0 T_1^2 T_2^2}.$$

Уравнение теплового баланса для элементарного объема плоского ребра постоянной толщиной  $\delta$ , единичной длиной и высотой  $dL$  с двухсторонним излучением преобразуется в дифференциальное уравнение (рис. 2)

$$\lambda\delta \cdot 1 \frac{dT}{dL} = 2\varepsilon\sigma_0 T^4.$$

Данное уравнение при введении относительной высоты  $L_0 = L/L_p$  и относительной температуры  $T_0 = T/T_{o,p}$  приводится к виду

$$\frac{d^2 T_0}{dL_0^2} = 2 \frac{2\varepsilon\sigma_0 T_{o,p}^3 L_p^2}{\lambda\delta} T_0^4. \quad (3)$$

где  $T_{o,p}$  — температура в основании ребра;  $m = \frac{2\varepsilon\sigma_0 T_{o,p}^3 L_p^2}{\lambda\delta}$  — безразмерный комплекс, названный параметром проводимости ребра.

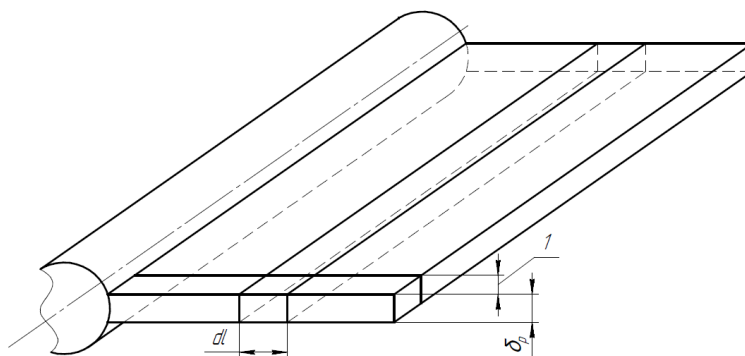
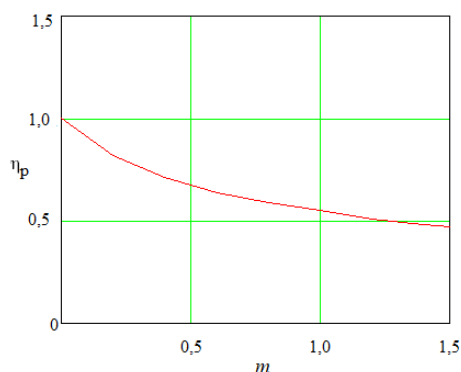


Рис. 2. Элементарный объем для расчета теплопередачи в ребре

Нелинейное дифференциальное уравнение второго порядка (3), характеризующее изменение температуры ребра по его высоте, не имеет аналитического решения и решается численным методом.

Тепловой поток, излучаемый ребром, можно представить удобным для инженерных расчетов выражением:

$$-\lambda\delta \frac{dT_0}{dL_0} \Big|_{L_0=0} = 2\varepsilon\sigma_0 L_p T_{o,p}^4 \int_0^1 T_0^4 dl_0. \quad (4)$$



**Рис. 3.** Зависимость эффективности ребра  $\eta_p$  от параметра проводимости ребра  $m$

Комплекс, стоящий перед интегралом правой части уравнения (4), определяет теоретический тепловой поток, который излучало бы ребро с бесконечной теплопроводностью, а значение коэффициента эффективности излучающего ребра, график которого изображен на рис. 3, корректирует тепловой поток до реального расчетного значения и характеризует эффективность ребра.

По аналогии с конвективной оребренной поверхностью теплообмена введем коэффициент эффективности излучаемой поверхности:

$$\eta_{ор.и} = 1 - \frac{F_{р.и}}{F_{ор.и}}(1 - \eta_p),$$

где  $F_{р.и}$  — площадь поверхности теплообмена излучающего ребра;  $F_{ор.и}$  — полная площадь излучающей поверхности.

При фиксированной толщине ребра с заданной теплопроводностью увеличение высоты ребра приводит к адекватному увеличению площади излучаемой поверхности, сопровождаемому увеличением массы и снижением эффективности ребра.

**Численный подход к расчету и определению минимальной массы панели излучателя с коллективным оребрением. Принятые допущения:**

- режим течения теплоносителя турбулентный, теплоноситель газообразный, труба-артерия, по которой циркулирует теплоноситель — цилиндрическая, с продольным оребрением двумя плоскими ребрами с постоянной толщиной и постоянной высотой по длине канала;

- перенос теплоты от теплоносителя к наружной стороне стенки трубы (теплопередача) рассматривается в одномерной постановке, температура излучающей стенки трубы равномерная, температура основания ребра равна температуре стенки трубы;

– тепловой поток, излучаемый поверхностью трубы, пропорционален площади ее поверхности, тепловой поток, излучаемый ребром пропорционален произведению площади ребра, умноженный на коэффициент эффективности излучающего ребра;

– расчет ведется для единичной трубы, общее количество оребренных труб излучающего теплообменника определяется расходной характеристикой трубы и полным расходом теплоносителя.

Конвективный тепловой поток, воспринимаемый стенкой канала, можно представить выражением:

$$dQ = \pi d_b \Delta L \beta C^{0,8} dT = \frac{\pi d_b^2}{4} C \rho C_p d\theta, \quad (5)$$

где  $\alpha = \beta C^{0,68}$  — коэффициент теплоотдачи.

Из (5) следует:

$$\frac{\Delta L}{d_b} = \frac{\rho C_p}{4\beta} \frac{d\theta}{dT} C^{0,2} \quad \text{или} \quad \frac{\Delta L}{d_b} = \frac{\rho C_p}{4\beta} \frac{\Delta\theta}{\Delta T} C^{0,2}.$$

Соответственно, относительные потери давления на длине канала и скорость теплоносителя можно представить следующими зависимостями

$$\Delta \bar{p} = \frac{0,3164}{\text{Re}^{0,25}} \frac{\Delta L}{d_b};$$

$$C = 5,24 \left[ \Delta \bar{p} \frac{RT}{c_p} \beta \frac{\Delta T}{\Delta\theta} \left( \frac{d_b}{\mu} \right)^{0,25} \rho^{-0,75} \right]^{0,512} \quad (6)$$

при этом  $\rho c = \text{const}$  на основании уравнения расхода.

Температурный напор  $\Delta T$  и изменение температуры теплоносителя  $\Delta\theta$  взаимосвязаны с величиной теплового потока, отводимого в космос в сложном процессе конвективно-радиационного теплообмена, интенсивность которого в наибольшей степени зависит от температуры излучающей поверхности.

Температура излучающей поверхности трубы (температура основания ребра)  $T_{0,p}$  определяется на основании решения методом итерации (последовательных приближений) уравнения теплового баланса элемента оребренной поверхности:

$$\Delta Q = \pi d_n \Delta L \left( \frac{d_n}{d_b \alpha} + \frac{\delta_c}{\lambda \varepsilon_d} \right)^{-1} (\theta - T_0) = \varepsilon \sigma_0 2(d_n + l_p) T_0^4 \eta_{op} \Delta L,$$

где комплекс  $\frac{d_n}{d_b \alpha} + \frac{\delta_c}{\lambda \varepsilon_d}$  характеризует термическое сопротивление на пути теплового потока от температуры теплоносителя  $\theta$  в канале трубы до температуры внешней поверхности стенки трубы  $T_0$ .

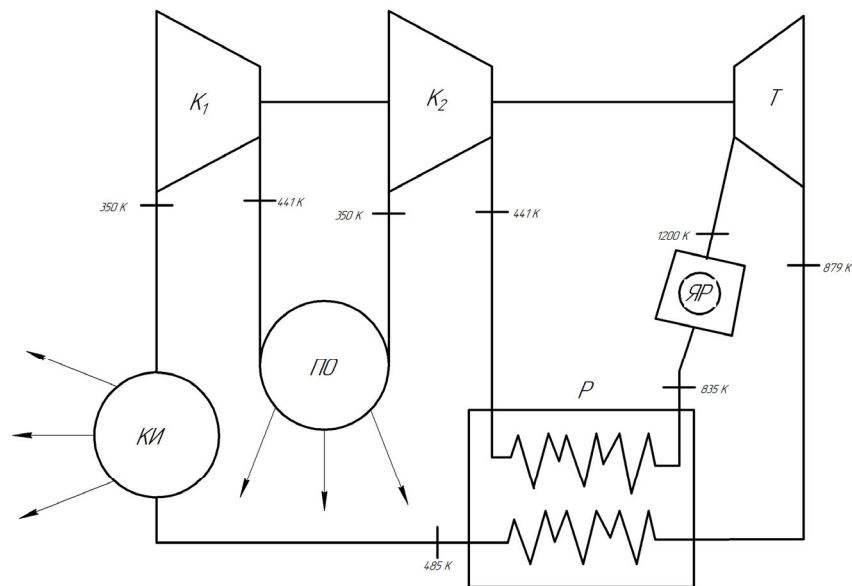
Актуальной является задача определения минимальной массы панели излучателя заданной тепловой мощности при условии фиксированного значения относительных потерь давления теплоносителя в каналах излучающей панели теплообменника.

Задача оптимизации геометрических размеров излучающей панели, соответствующих минимальной ее массе может быть построена следующим образом. Выбирают диапазон изменения высоты ребра. Для фиксированной толщины ребра и варьируемой высоте ребра выполняют теплогидравлический расчет, в результате которого определяют оптимальную высоту ребра, соответствующую приемлемой площади поверхности излучения, минимальному числу элементов излучателя и, соответственно, минимальной массе радиатора. Далее при выбранной высоте ребра окончательно рассчитывают длину орребренного канала матрицы, число каналов (в соответствии с расходом теплоносителя через панель), массу труб, массу ребер и полную массу панели. Сопоставление массогабаритных характеристик матриц позволяет выполнить выбор проектного варианта. Поверхность теплообмена теплообменника КЛА, как правило, выполняют в виде многоканальной панели с присоединенными ребрами, принимающими на себя большую часть тепловой нагрузки. Излучающее ребро характеризуется неравномерной температурой, что приводит к значительному изменению излучаемого теплового потока по высоте ребра.

*Рекомендации для космического радиатора:*

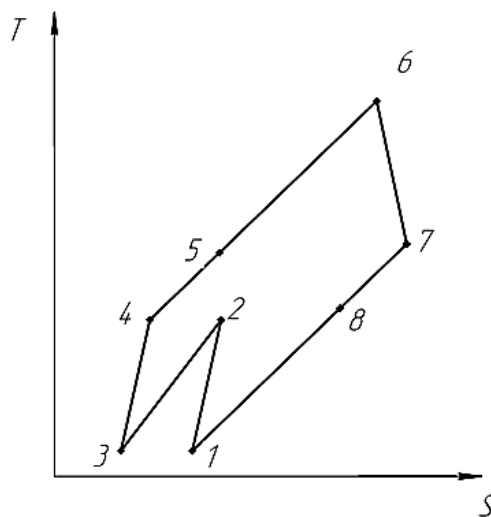
- 1) температура излучающей поверхности должна быть предельно возможной, чтобы излучатель имел минимальные массогабаритные характеристики;
- 2) должна быть обеспечена высокая степень черноты излучающей поверхности холодильника-излучателя;
- 3) для оптимальных массогабаритных параметров необходимо выбрать материал, сочетающий в себе высокую теплопроводность, малую плотность и большое сопротивление эрозионным повреждениям;
- 4) необходима высокая жаровакуумостойкость материалов холодильника-излучателя;
- 5) в неразвернутом состоянии ХИ должен иметь минимальные габаритные размеры, чтобы поместиться в грузовой отсек ракеты-носителя;
- б) конструкция ХИ должна обеспечивать функциональность проточной части для теплоносителя даже при нарушении герметичности (за счет отсечных клапанов или дублирующих систем каналов).

**Расчет и оптимизация массогабаритных параметров радиатора-излучателя ЗГТУ.** На основании изложенного выше подхода для расчетного анализа теплообменника-излучателя, выполняющего роль промежуточного охладителя рабочего тела перед сжатием во втором компрессоре, ядерной замкнутой энергоустановки космического базирования, принципиальная схема и цикл которой показана на рис. 4 и 5, была использована программа численного расчета.



**Рис. 4.** Принципиальная схема ЗГТУ космического базирования с промежуточным охлаждением ребра:

$K_1, K_2$  — первый и второй компрессоры;  $KИ$  — концевой излучатель;  $ПО$  — промежуточный охладитель (радиатор-излучатель);  $T$  — турбина;  $P$  — регенератор



**Рис. 5.** Схема цикла ЗГТУ космического базирования с промежуточным охлаждением:

1-2 — сжатие в первом компрессоре; 2-3 —охлаждение в промежуточном теплообменнике-излучателе; 3-4 —сжатие во втором компрессоре; 4-5 — подвод теплоты к рабочему телу в регенераторе; 5-6 — подвод теплоты в ядерном реакторе; 6-7 — расширение в турбине; 7-8 — отвод теплоты в регенераторе; 8-1 — отвод теплоты в концевом излучателе

Расчет излучателя сводится к решению сопряженной теплогидравлической задачи, описываемой уравнениями (1) и (6).

В основе алгоритма численного расчета положена следующая процедура:

- теплообменный модуль — трубчатый канал, обрамленный продольными ребрами по длине канала, разбивается на последовательно расположенные расчетные участки, протяженность каждого из которых определяется во время расчета;

- на каждом расчетном участке температура понижается на  $\Delta T_{\text{ж}} = \text{const}$ . Чем меньше значение  $\Delta T_{\text{ж}}$ , тем точнее результаты численного расчета;

- расчет начинают с первого участка, входными параметрами которого ( $\Delta T_{\text{ж}}$  и  $p$ ) являются параметры на входе в радиационный теплообменник, значение скорости теплоносителя (расчет первого приближения) принимают произвольным. На основании численного решения уравнения (1) методом итераций определяют протяженность участка, при котором температура теплоносителя понижается на заданное значение  $\Delta T_{\text{ж}}$ . Находят гидравлические потери давления;

- последовательно аналогично определяют расчетные показатели нижележащих участков. Последним расчетным является участок, на выходе из которого температура теплоносителя достигает требуемого значения;

- сумма гидравлических сопротивлений участков определяет гидравлическое сопротивление полной длины канала; если полученный результат не отвечает проектному показателю, все процедуры расчета повторяют при новом начальном значении скорости;

- на основании уравнения расхода с учетом полученной расходной характеристики модуля определяют число параллельно работающих модулей, из которых формируют матрицу теплообменника в виде комплекса отдельных панелей излучателя. Число модулей в панели зависит от условий компоновки, упаковки для транспортировки на орбиту и последующего развертывания в рабочее состояние.

Ниже представлены результаты расчетного анализа радиационного теплообменника тепловой мощностью  $Q = 3,35$  МВт:

- рабочее тело — водород, расход  $G = 2,6$  кг/с;

- температура на входе  $T_{\text{вх}} = 441$  К;

- температура на выходе  $T_{\text{вых}} = 350$  К;

- давление на входе  $p_{\text{вх}} = 1,6$  МПа;

Относительные гидравлические потери давления  $\Delta \bar{p} = 0,02$ .

Геометрические размеры модуля (рис. 6):

- внутренний диаметр канала  $d_{\text{в}} = 0,014$  м;

- наружный диаметр канала  $d_{\text{н}} = 0,016$  м;

- толщина ребра  $\delta_{\text{р}} = 0,001$  м.

Целью расчета является определение оптимальной формы и высоты ребра, при которых масса матрицы минимальна. Также было проведено сравнение массогабаритных характеристик излучателей двух исполнений:

- 1) прямое исполнение — рабочее тело напрямую попадает в теплообменник, охлаждается и направляется во второй компрессор;

- 2) использование промежуточного контура с жидкометаллическим теплоносителем (для повышения надежности конструкции излучателя).



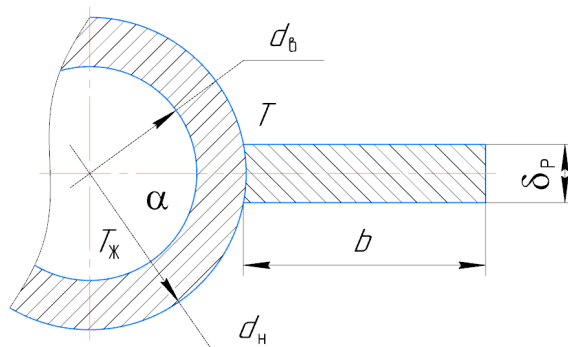


Рис. 6. Расчетная тепловая схема с ребром постоянной высоты

При расчете были рассмотрены следующие сочетания материалов трубы и ребра элемента излучателя соответственно:

- сталь — алюминий;
- титан — алюминий.

Возможность использования вышеуказанных сочетаний материалов для создания сварных конструкций, применяемых в различных авиакосмических системах, рассмотрена в работе [5]. Разработанная технология позволила изготавливать разнообразные по конструкции переходники, которые были использованы при создании различных авиакосмических систем и прошли стендовые и летные испытания в составе таких изделий, как «Луна», «Луноход», «Марс» и др. [5].

Каждому сочетанию материалов при фиксированном диаметре трубы и толщине ребра соответствует своя оптимальная высота ребра элемента излучателя.

В результате расчета были получены следующие графические зависимости и параметры матрицы минимальной массы (рис. 7, 8 и табл. 2).

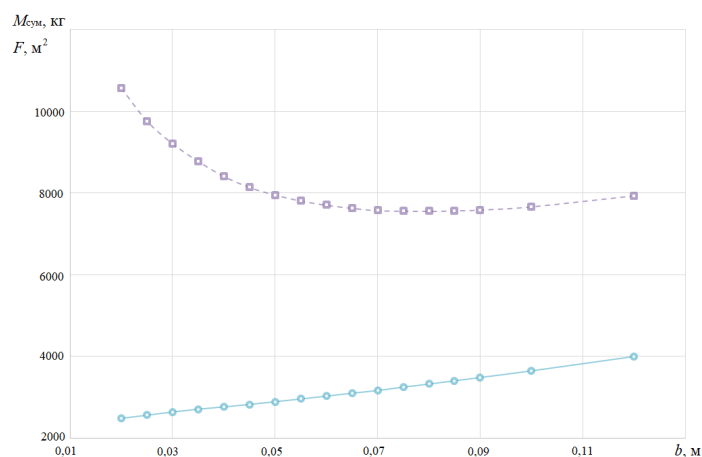
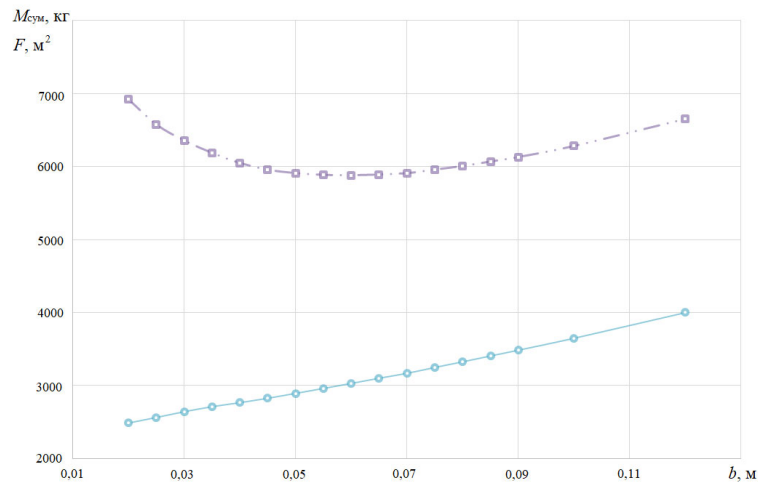


Рис. 7. Зависимость массогабаритных параметров излучателя при прямой схеме в зависимости от высоты ребра  $b$ :

$M_{\text{сум}}$  — суммарная масса всех элементов (сиреневая линия), кг;  $F$  — суммарная площадь поверхности излучения (бирюзовая линия),  $\text{м}^2$  (материал трубы — сталь, ребра — алюминий)



**Рис. 8.** Зависимость массогабаритных параметров излучателя при прямой схеме в зависимости от высоты ребра  $b$ :

$M_{\text{сум}}$  — суммарная масса всех элементов (сиреневая линия), кг;  $F$  — суммарная площадь поверхности излучения (бирюзовая линия), м<sup>2</sup> (материал трубы — титан, ребра — алюминий)

В табл. 2 оптимальный вариант для случая «труба — сталь, ребро — алюминий» выделен синим маркером, а для случая «труба — титан, ребро — алюминий» — зеленым маркером.

Сопоставляя оптимальные показатели матриц с каналом теплоносителя, выполненных из различных материалов при сходных условиях, масса модуля, выполненная из титана и алюминия, при высоте ребра  $b = 0,075$ , в сравнении с массогабаритными параметрами модуля, трубы которого выполнены из стали, получаем большой выигрыш в массе элементов (5958 кг против 7589 кг), площадь поверхности излучения уменьшится на 200 м<sup>2</sup>, что приводит к снижению, соответственно, и стоимости излучателя, в то время как длина и число элементов существенно не изменяются.

Таким образом реализуется конструкция панели с модулями, выполненными из титана и алюминия.

Альтернативным вариантом является радиационный теплообменник с контуром промежуточного теплоносителя. В качестве промежуточного теплоносителя принят эвтектический сплав Na + K, температура плавления которого 262 К. Особенностью жидкометаллических теплоносителей является высокая эффективность конвективного теплообмена при скоростях течения теплоносителя в канале 0,25...1,00 м/с; при этом температура стенки канала близка к температуре ядра потока жидкости.

Промежуточный контур вносит дополнительные энергозатраты на циркуляцию теплоносителя. Но даже с учетом низкого КПД циркуляционного насоса они незначительны.

Таблица 2

**Зависимость массогабаритных параметров излучателя от высоты ребра  $b$  при прямой схеме  
(материал трубы — сталь, ребра — алюминий (С-А); материал трубы — титан, ребра — алюминий (Т-А))**

| $b, \text{ м}$ | $L, \text{ м}$ |       | $M_{\text{тр}}, \text{ кг}$ |      | $M_{\text{р}}, \text{ кг}$ |      | $M_{\text{сум}}, \text{ кг}$ |      | $F, \text{ м}^2$ |      | $n$ |     | $v, \text{ м/с}$ |      |
|----------------|----------------|-------|-----------------------------|------|----------------------------|------|------------------------------|------|------------------|------|-----|-----|------------------|------|
|                | С-А            | Т-А   | С-А                         | Т-А  | С-А                        | Т-А  | С-А                          | Т-А  | С-А              | Т-А  | С-А | Т-А | С-А              | Т-А  |
| 0,020          | 41,20          | 41,20 | 8165                        | 4522 | 2399                       | 2399 | 10564                        | 6921 | 2488             | 2488 | 539 | 539 | 35,5             | 35,5 |
| 0,025          | 37,85          | 37,85 | 7139                        | 3954 | 2622                       | 2622 | 9761                         | 6576 | 2564             | 2564 | 513 | 513 | 37,3             | 37,3 |
| 0,030          | 35,25          | 35,25 | 6391                        | 3540 | 2817                       | 2817 | 9208                         | 6357 | 2643             | 2643 | 493 | 493 | 38,8             | 38,8 |
| 0,035          | 33,10          | 33,10 | 5796                        | 3208 | 2980                       | 2978 | 8776                         | 6186 | 2712             | 2712 | 475 | 475 | 40,2             | 40,2 |
| 0,040          | 31,00          | 31,00 | 5297                        | 2934 | 3113                       | 3113 | 8410                         | 6047 | 2767             | 2767 | 461 | 461 | 41,5             | 41,5 |
| 0,045          | 29,75          | 29,75 | 4901                        | 2715 | 3240                       | 3240 | 8141                         | 5955 | 2827             | 2827 | 448 | 448 | 42,7             | 42,7 |
| 0,050          | 28,55          | 28,55 | 4586                        | 2541 | 3368                       | 3368 | 7954                         | 5909 | 2894             | 2894 | 437 | 437 | 43,7             | 43,7 |
| 0,055          | 27,00          | 27,00 | 4320                        | 2393 | 3491                       | 3491 | 7811                         | 5884 | 2962             | 2962 | 428 | 428 | 44,7             | 44,7 |
| 0,060          | 26,55          | 26,55 | 4096                        | 2269 | 3611                       | 3611 | 7707                         | 5880 | 3031             | 3031 | 420 | 420 | 45,6             | 45,6 |
| 0,065          | 25,75          | 25,75 | 3904                        | 2162 | 3728                       | 3728 | 7632                         | 5890 | 3102             | 3102 | 412 | 412 | 46,4             | 46,4 |
| 0,070          | 25,05          | 25,05 | 3734                        | 2068 | 3840                       | 3840 | 7574                         | 5908 | 3169             | 3169 | 406 | 406 | 47,1             | 47,1 |
| 0,075          | 24,45          | 24,45 | 3598                        | 1993 | 3965                       | 3965 | 7563                         | 5958 | 3250             | 3250 | 400 | 400 | 47,8             | 47,8 |
| 0,080          | 23,90          | 23,90 | 3474                        | 1924 | 4083                       | 4083 | 7557                         | 6007 | 3327             | 3327 | 395 | 395 | 48,4             | 48,4 |
| 0,085          | 23,45          | 23,45 | 3367                        | 1865 | 4204                       | 4204 | 7571                         | 6069 | 3407             | 3407 | 391 | 391 | 48,9             | 48,9 |
| 0,090          | 22,95          | 22,95 | 3268                        | 1810 | 4321                       | 4321 | 7589                         | 6131 | 3486             | 3486 | 387 | 387 | 49,4             | 49,4 |
| 0,100          | 22,25          | 22,25 | 3106                        | 1720 | 4563                       | 4563 | 7669                         | 6283 | 3650             | 3650 | 380 | 380 | 50,4             | 50,4 |
| 0,120          | 21,15          | 21,15 | 2872                        | 1591 | 5064                       | 5064 | 7936                         | 6655 | 4001             | 4001 | 369 | 369 | 51,8             | 51,8 |

*Примечание.*  $L$  — длина одного элемента излучателя, м;  $M_{\text{тр}}$  — вклад в массу излучателя от труб, кг;  $M_{\text{р}}$  — вклад в массу излучателя от ребер, кг;  $M_{\text{сум}}$  — суммарная масса всех элементов, кг;  $F$  — суммарная площадь поверхности излучения, м<sup>2</sup>;  $n$  — суммарное число излучающих элементов;  $v$  — скорость теплоносителя на входе в излучатель, м/с.

Теплообменник с контуром промежуточного теплоносителя обеспечивает более высокую живучесть циркуляционного контура энергоустановки при повреждении теплообменника потоком метеорной пыли. На орбиту радиационный теплообменник всегда выводится в упакованном виде, заполненный теплоносителем. Типовой является упаковка в виде гармошки, которая при раскрытии на орбите вытягивается в ленту [6–8]. Для этого на границах смежных панелей в коллекторы подвода и отвода теплоносителя встраивают поворотные шарниры, снабженные контактными уплотнениями. При различных конструкциях уплотнений утечки теплоносителя через шарнирное соединение в момент раскладки избежать не удастся.

Для поддержания температуры излучающей поверхности на максимально высоком уровне температура промежуточного теплоносителя должна быть максимально приближена к температуре охлаждаемого теплоносителя энергетического контура, что реализуется при равенстве водяных эквивалентов охлаждаемого и промежуточного теплоносителей.

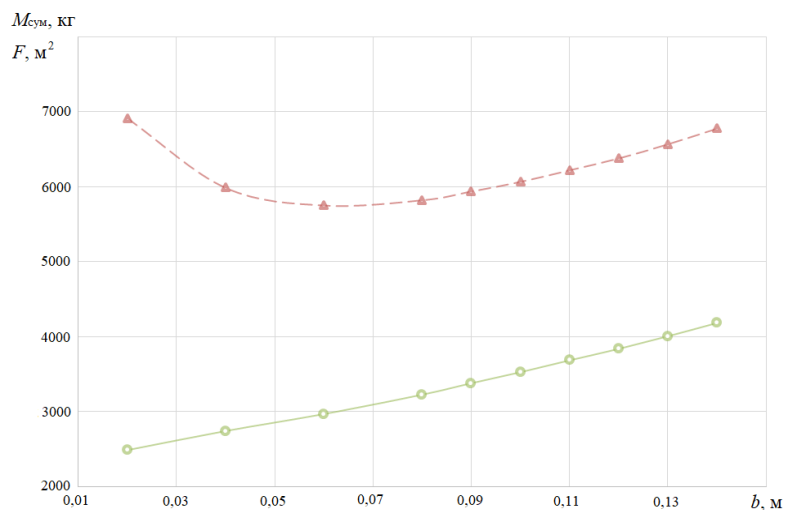
В качестве расчетной принята температура промежуточного теплоносителя на входе  $T_{ж1} = 420$  К, температура на выходе  $T_{ж2} = 340$  К. Результаты расчета матрицы с ребром постоянной высоты представлены на рис. 5. Для сравнения на равных условиях в качестве материала трубы используем титан, материала ребра — алюминий. Варьирование скорости теплоносителя в диапазоне 0,25...1,00 м/с практически не отражается на массе матрицы, но существенно влияет на число модулей, составляющих матрицу, а также на длине канала модуля. Это позволяет выбрать расчетную скорость исходя из компоновочных размеров панелей и их числа, соответствующих лучшему варианту упаковки для вывода на орбиту и последующего развертывания (раскрытия).

Оптимизация массогабаритных параметров излучателя при схеме с промежуточным жидкометаллическим контуром показана на рис. 9, значения параметров приведены в табл. 3. Скорость жидкометаллического теплоносителя 0,63 м/с.

Таблица 3

**Зависимость массогабаритных параметров излучателя при схеме с промежуточным жидкометаллическим контуром в зависимости от высоты ребра  $b$  (материал трубы — титан, ребра — алюминий)**

| $b$ , м | $L$ , м | $M_{тр}$ , кг | $M_p$ , кг | $M_{сум}$ , кг | $F$ , м <sup>2</sup> |
|---------|---------|---------------|------------|----------------|----------------------|
| 0,02    | 4650    | 8156          | 2397       | 10553          | 2485                 |
| 0,04    | 2990    | 5245          | 3082       | 8327           | 2740                 |
| 0,06    | 2285    | 4008          | 3533       | 7541           | 2966                 |
| 0,08    | 1920    | 3368          | 3958       | 7326           | 3225                 |
| 0,09    | 1805    | 3166          | 4186       | 7352           | 3377                 |
| 0,10    | 1710    | 2999          | 4407       | 7406           | 3525                 |
| 0,11    | 1635    | 2868          | 4635       | 7503           | 3683                 |
| 0,12    | 1570    | 2754          | 4855       | 7609           | 3836                 |
| 0,13    | 1520    | 2666          | 5092       | 7758           | 4004                 |
| 0,14    | 1480    | 2596          | 5339       | 7935           | 4181                 |



**Рис. 9.** Оптимизация массогабаритных параметров излучателя при схеме с промежуточным жидкометаллическим контуром в зависимости от высоты ребра  $b$ :

$M_{\text{сум}}$  — суммарная масса всех элементов (оранжевая линия),  $F$  — суммарная площадь поверхности излучения (зеленая линия) (материал трубы — титан, ребра — алюминий)

Высота ребра  $b = 0,06$  м является оптимальной (см. табл. 3) для данной схемы. При таком значении высоты получаем наименьшую массу конструкции в данных условиях. Также необходимо учесть, что общая масса всей конструкции будет состоять из массы излучателя, массы промежуточного теплообменника, а также массы жидкометаллического теплоносителей и массы насосов для ее перекачки.

Таблица 4

Сравнение двух схем

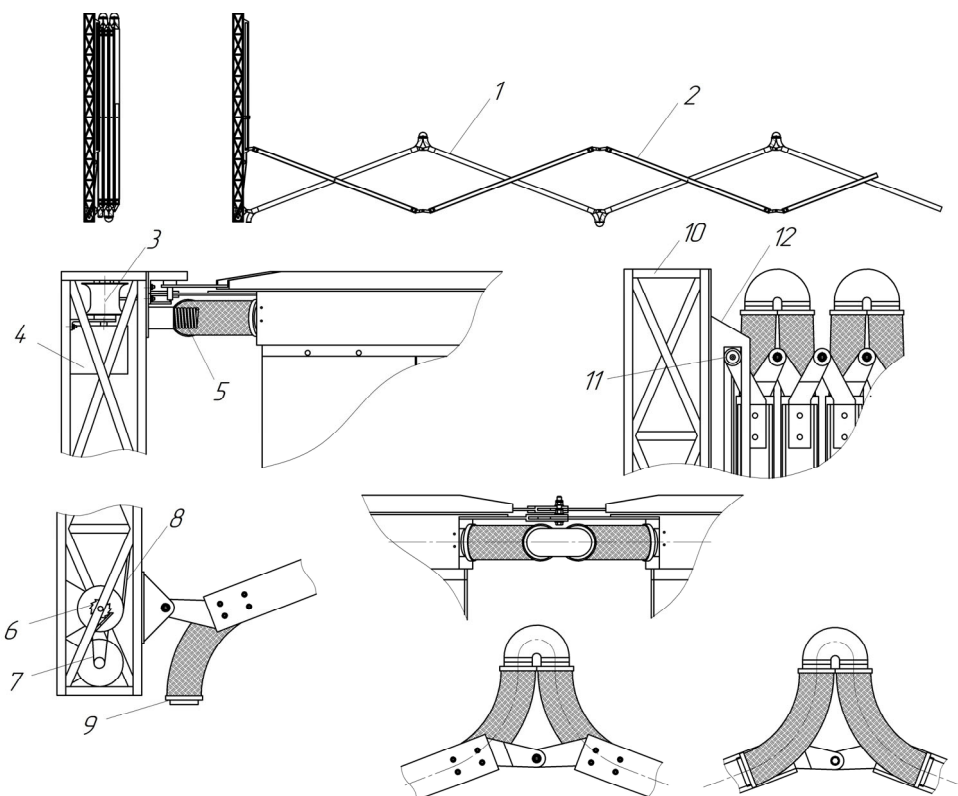
| Тип схемы                               | $b, \text{ м}$ | $L, \text{ м}$ | $M_{\text{тр}}, \text{ кг}$ | $M_{\text{р}}, \text{ кг}$ | $M_{\text{жмт}}, \text{ кг}$ | $M_{\text{прТА}}, \text{ кг}$ | $M_{\text{сум}}, \text{ кг}$ | $F, \text{ м}^2$ | $n$ |
|---|----------------|----------------|-----------------------------|----------------------------|------------------------------|-------------------------------|------------------------------|------------------|-----|
| Промежуточный жидкометаллический контур | 0,060          | 22,85          | 2220                        | 3533                       | 1185                         | 178                           | 7116                         | 2966             | 477 |
| Прямая схема                            | 0,075          | 24,45          | 1993                        | 3965                       | 0                            | 0                             | 5958                         | 3250             | 400 |

*Примечание.*  $M_{\text{жмт}}$  — масса жидкометаллического теплоносителя, кг;  $M_{\text{прТА}}$  — масса теплообменника промежуточного жидкометаллического контура, кг.

При сравнении двух схем — с промежуточным контуром жидкометаллического теплоносителя и прямой схемой исполнения, как видно из табл. 4, — наиболее легкая конструкция соответствует прямой схеме исполнения (5956 кг против 7431 кг) и имеет меньшее число элементов (400 против 477). Исходя из представленной таблицы делаем вывод, что использование промежуточного жидкометаллического контура в данной установке не оправдано, поскольку существенно повышается масса всей конструкции за счет учета массы промежуточного теплообменника и учета большой массы жидко-металлического тепло-

носителя, также увеличивается число панелей излучателя и соответственно увеличивается стоимость конструкции, что влечет за собой существенные сложности при упаковке конструкции в грузовом модуле ракеты-носителя.

Конструктивно излучатель представляет собой набор излучающих панелей, работающих по параллельной схеме включения в гидравлический тракт излучателя, объединенных воедино системой подводящих и отводящих коллекторов (рис. 10).



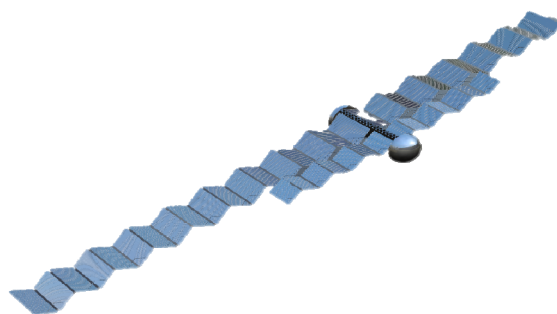
**Рис. 10.** Конструкция механизма раскладки панелей, разработанная студентами группы ЭЗ МГТУ им. Н.Э. Баумана:

1 — коллектор; 2 — управляющая балка; 3 — барабан; 4 — электромотор; 5 — пружина для первичного импульса; 6 — храповый механизм; 7 — ременная передача; 8 — трос для раскрытия; 9 — выход на установку; 10 — рама крепления к аппарату; 11 — колесико; 12 — направляющая рейка

Для транспортирования на орбиту панели излучателя складываются гармошкой. Для этого подводящий и отводящий коллекторы разделены на отдельные участки по числу панелей. Смежные участки коллекторов соединены эластичным трубопроводом, выполненным на основе сильфона с бронирующим чулком из металлической ткани, или с помощью шарнирной связи [9, 10]. При шарнирном соединении используется один из известных типов контактных уплотнений (разрушение герметизирующего элемента в момент разворота шар-

нира и последующее заполнение контактирующего участка уплотнения замерзающим расплавом легкоплавкого металла) [6, 7].

Раскрытие излучателя (рис. 10, 11) из сложенного состояния может осуществляться за счет усилия заневоленной пружины или с помощью взрыва пиропатронов. Предусмотрена синхронная двухсторонняя раскладка панелей. Для предотвращения возможных динамических ударов и регулирования скорости раскладки используется металлический трос, намотанный на барабан, скорость вращения которого регулируется. По окончании раскладки панелей стопорные замки между панелями автоматически закрываются, трос стопорится, его натяжение придает дополнительную продольную жесткость излучателю.



**Рис. 11.** 3D-модель теплообменника-излучателя в развернутом состоянии

При синхронной раскладке панели в противоположные относительно оси космического аппарата стороны возникновения закручивающего момента исключается.

**Заключение.** Расчет показал, что радиатор-излучатель прямого исполнения обладает наиболее легкой конструкцией и имеет меньшее число элементов, чем радиатор-излучатель, выполненный с промежуточным контуром жидкометаллического теплоносителя.

### Литература

- [1] Кейвни Л., ред. *Космические двигатели: состояние и перспективы*. Москва, Мир, 1998, 454 с.
- [2] Доллежалъ Н.А., ред. *Ядерные энергетические установки*. Москва, Энергоатомиздат, 1990, 629 с.
- [3] Солодов А.В. *Инженерный справочник по космической технике*. Москва, Воениздат, 1969, 696 с.
- [4] Иванов В.Л., Леонтьев А.И., Манушин Э.А., Осипов М.И. *Теплообменные аппараты и системы охлаждения газотурбинных и комбинированных установок*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 592 с.
- [5] Шалин Р.Е., Лукин В.И. Особенности сварки титана с алюминием в твердой фазе. *Сварочное производство*, 1995, № 2, с. 6–8.
- [6] Иванов В.Л., Фишер Ю.В., Корнийчук С.П., Киселев Н.А. Теплообменник-излучатель отвода теплоты в космическое пространство. *Машиностроение и компьютерные технологии*, 2011, № 10. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/253757.html>.

- [7] Касилов П.В. Теплообменник радиационного типа энергоустановки космического базирования. *Машиностроение и компьютерные технологии*, 2011, № 10. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/253502.html>.
- [8] Иванов В.Л. Об оптимизации распределения поверхности теплообмена между теплообменными аппаратами контура замкнутой газотурбинной установки. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 1995, № 1, с. 40–45.
- [9] Андрианов Д.И., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Попов А.В., Попов С.А., Семенкин А.В., Солодухин А.Е., Терехов Д.Н., Штонда С.Ю. Мощные энергодвигательные установки космического назначения с газотурбинным преобразованием энергии по замкнутому циклу Брайтона и особенности их экспериментальной отработки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/teje/1518.html> DOI: 10.18698/2308-6033-2016-7-1518.
- [10] Juhasz A.J., Peterson, G.P. Review of advanced radiator technologies for spacecraft power systems and space thermal control. URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19940032314> (дата обращения 28.07.2018).

**Комаров Егор Максимович** — студент кафедры «Газотурбинные и нетрадиционные энергоустановки», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Иванов Вадим Леонидович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Газотурбинные и нетрадиционные энергоустановки», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.



## CALCULATING AND OPTIMIZING THE MASS-DIMENSIONAL PARAMETERS OF THE RADIATOR IN THE CLOSED SPACE-BASED GAS TURBINE PLANTS

E.M. Komarov

egormkomarov@mail.ru

SPIN-code: 9314-3866

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

*The article provides the calculation and estimation of mass-dimensional parameters of the radiators used as the end and intermediate gas coolers in the closed space-based gas turbine plants. We show peculiar features of the radiators calculation procedure and conduct comparative analysis of the mass-dimensional parameters of the emitting surface of the radiator with the contour of the intermediate liquid-metal coolant and the radiator with the direct scheme. The calculation shows that the direct scheme has the most lightweight construction and has fewer radiating elements than the radiator with the intermediate contour of the liquid-metal coolant.*

### Keywords

*Radiator, spacecraft, construction, analysis, closed gas turbine plant, heat exchange, electric-power installation, finning*

Received 14.06.2018

© Bauman Moscow State Technical University, 2018

---

### References

- [1] Caveny L.H., ed. Orbit-raising and maneuvering propulsion: research status and needs. American Institute of Aeronautics, 1984, 569 p. (Russ. ed.: Kosmicheskie dvigateli: sos-toyanie i perspektivy. Moscow, Mir publ., 1998, 454 p.)
- [2] Dollezhal' N.A., ed. Yadernye energeticheskie ustanovki [Nuclear power plants]. Moscow, Energoatomizdat publ., 1990, 629 p.
- [3] Solodov A.V. Inzhenernyy spravochnik po kosmicheskoy tekhnike [Engineering refer-ence book on spacecraft]. Moscow, Voenizdat publ., 1969, 696 p.
- [4] Ivanov V.L., Leont'yev A.I., Manushin E.A., Osipov M.I. Teploobmennye apparaty i sistemy okhlazhdeniya gazoturbinnykh i kombinirovannykh ustanovok [Heat exchange ap-paratus and cooling systems for gas turbine and combined plants]. Moscow, Bauman Press, 2004, 592 p.
- [5] Shalin R.E., Lukin V.I. Special aspects of titanium welding with aluminium and in solid phase. *Svarochnoe proizvodstvo*, 1995, no. 2, pp. 6–8.
- [6] Ivanov V.L., Fisher Yu.V., Korniyuchuk S.P., Kiselev N.A. Space radiant heat exchanger for heat elimination. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii* [Mechanical Engineering and Com-puter Science], 2011, no. 10. Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/253757.html>.
- [7] Kasilov P.V. Radiator of the space power plant. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii* [Mechanical Engineering and Computer Science], 2011, no. 10. Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/253502.html>.
- [8] Ivanov V.L. Optimization of heat transfer surface distribution between the heat exchangers of closed gas turbine circuit. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Her-ald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 1995, no. 1, pp. 40–45.

- [9] Andrianov D.I., Zakharenkov L.E., Karevskiy A.V., Popov A.V., Popov S.A., Semenkin A.V., Solodukhin A.E., Terekhov D.N., Shtonda S.Yu. Space power propulsion systems with gas turbine power conversion system of closed Brayton cycle of high power and characteristic features of their experimental testing. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no.7. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/arise/teje/1518.html> DOI: 10.18698/2308-6033-2016-7-1518.
- [10] Juhasz A.J., Peterson, G.P. Review of advanced radiator technologies for spacecraft power systems and space thermal control. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19940032314> (accessed 28 July 2018).

**Komarov E.M.** — student, Department of Gas Turbine Power Plants and Renewable Energy, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — V.L. Ivanov, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Gas Turbine Power Plants and Renewable Energy, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.