

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ОТВОДА ТЕПЛА ОТ ЗАМКНУТОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

АННОТАЦИЯ

В работе рассмотрены возможности отвода тепла от замкнутой газотурбинной установки при работе в энергодвигательном режиме. Проведена оценка влияния установки радиатора-излучателя до и после подогревателя рабочего тела ракетных двигателей на количество отводимого в радиаторе-излучателе тепла и его температуру. Определены условия, при которых все отводимое тепло целесообразно передавать рабочему телу ракетных двигателей, а также необходимый для этого расход рабочего тела.

1. ВВЕДЕНИЕ

В последние годы все большее внимание уделяется возможности использования бортовых преобразователей энергии в качестве источника энергии для создания тяги на последнем участке полета, например, перелет с высокой опорной орбиты (500-600 км) на рабочую (геостационарную). Как показано в ряде работ [1-3], такое применение бортовой системы энергопреобразования позволяет существенно выиграть в массе объекта, доставляемого на высокую орбиту. В качестве одного из способов решения такой задачи предлагается использовать замкнутую газотурбинную энергодвигательную установку (ЗГТЭДУ), описанную в [1], принципиальная схема которой представлена на рис. 1.

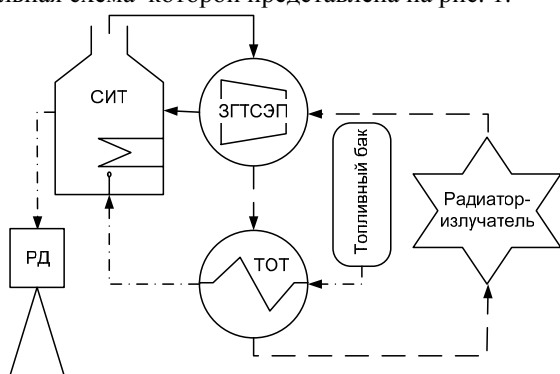


Рис. 1. Принципиальная схема ЗГТЭДУ

Она состоит из системы источника тепла (СИТ), которым является ядерный реактор или солнечный приемник-аккумулятор, замкнутой газотурбинной системы энергопреобразования (ЗГТЭСЭП), работающей по регенеративному циклу, системы отвода тепла (СОТ), состоящей из радиатора-излучателя и теплообменника отвода тепла (ТОТ), двигательной части, включающей топливный бак и ракетный двигатель (РД). Электроэнергия, вырабатываемая

ЗГТЭСЭП во время перелета, используется для нагрева рабочего тела (РТ) РД.

При перелете с опорной орбиты на рабочую РТ из бака поступает в РД через ТОТ ЗГТЭСЭП, где подогревается за счет отвода части тепла от геликсеноновой смеси, циркулирующей в контуре ЗГТЭСЭП, понижая температуру перед компрессором. Таким образом, в ЗГТЭСЭП достигается форсирование мощности до необходимого во время перелета уровня, а в РД поступает предварительно подогретое рабочее тело, что снижает затраты на его дальнейший нагрев.

Однако снижение температуры перед компрессором приводит к необходимости пропорционального уменьшения молярной массы геликсеноновой смеси для сохранения рабочей точки компрессора, что приводит к изменению условий работы всех теплообменных аппаратов ЗГТЭСЭП (СИТ, регенератор и СОТ) и турбины. Проведенные в [3] оценки показали, что существуют максимальная и оптимальная мощности ЗГТЭСЭП, которые могут быть достигнуты при форсировании за счет снижения температуры перед компрессором при одновременном уменьшении молярной массы геликсеноновой смеси. Так, при использовании на номинальном режиме работы ЗГТЭСЭП чистого ксенона и отношения температуры перед турбиной к температуре перед компрессором равного трем, значение максимальной мощности превосходит номинальную в 5,5 раза при уменьшении молярной массы смеси примерно в пять раз с пропорциональным снижением температуры перед компрессором, КПД составляет 0,20. Мощность, соответствующая наибольшему КРД ЗГТЭСЭП, превосходит номинальную примерно в 2,5 раза и обеспечивает максимальную экономичность цикла, которой соответствует КПД на уровне 0,39-0,44 вместо 0,24-0,29 на номинальном режиме.

Форсирование ЗГТЭСЭП приводит к необходимости увеличения подводимого, отводимого и возвращаемого тепла в цикле. При этом две первые задачи решаются только за счет возрастания температурных напоров и коэффициентов теплопередачи.

Наиболее сложной является проблема отвода тепла, которая, как указано выше, решается двумя способами: регенеративным подогревом рабочего тела ракетных двигателей и сбросом в окружающую среду радиатором-излучателем. Для ее решения необходимо определить распределение сбрасываемого тепла между этими устройствами и их температурные диапазоны.

2. ОЦЕНКА УСЛОВИЙ ОТВОДА ТЕПЛА В РАДИАТОРЕ-ИЗЛУЧАТЕЛЕ ПРИ ЕГО УСТАНОВКЕ ПОСЛЕ ПОДОГРЕВАТЕЛЯ РАБОЧЕГО ТЕЛА

2.1. Балансовые соотношения в радиаторе - излучателе

Рассмотрим баланс тепла в элементе радиатора-излучателя, представленный на рис. 2, пренебрегая термическим сопротивлением промежуточного контура (жидкий металл, кремнийорганический теплоноситель или тепловые трубы) и стенок радиатора-излучателя, примем температуру его поверхности равной температуре рабочего тела.

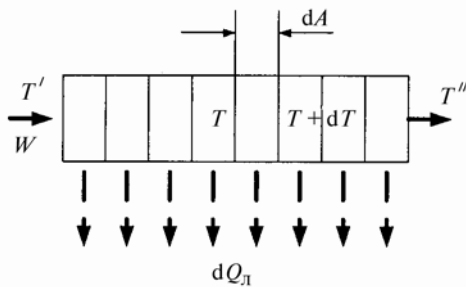


Рис. 2. Баланс в элементе радиатора-излучателя

Баланс тепла для элемента dA запишем в виде

$$dQ_X = W \cdot dT_{РАД} = \sigma_B \cdot \varepsilon \cdot dA_{РАД} \cdot (T_{РАД}^4 - T_{ОКР}^4)$$

Интегрируя по всей поверхности радиатора и оставляя справа величину, определяемую свойствами радиационной поверхности и независящую от свойств и параметров теплоносителя, получаем

$$W \cdot \left\{ \frac{1}{2} \cdot \ln \left[\frac{(T_{РАД}'' - T_{ОКР}) \cdot (T_{РАД}' + T_{ОКР})}{(T_{РАД}' + T_{ОКР}) \cdot (T_{РАД}'' - T_{ОКР})} \right] - \arctg \left(\frac{T_{РАД}''}{T_{ОКР}} \right) + \arctg \left(\frac{T_{РАД}'}{T_{ОКР}} \right) \right\} = 2 \cdot T_{ОКР} \cdot \sigma_B \cdot \varepsilon \cdot A_{РАД}$$

Тогда и левая часть не изменится при переходе с номинального на форсированный режим.

2.2. Радиатор-излучатель после подогревателя рабочего тела

В этом случае температура геликсеноновой смеси при выходе из радиатора-излучателя равна нижней температуре цикла и прямо пропорциональна молярной массе смеси. Температура при входе в радиатор на форсированном режиме в предельном случае, соответствующем сбросу тепла в дальнем космосе, где $T_{ОКР} \ll T_0$, составит:

$$T_{РАД}' \approx \frac{T_0 \cdot \frac{M}{M_0} + T_{ОКР} \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M}{M_0} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot (T_{РАД}'' - T_0)}{T_{ОКР}^2 + T_{РАД}'' \cdot T_0} \right] \right\}}{1 - \frac{T_0}{T_{ОКР}} \cdot \frac{M}{M_0} \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M}{M_0} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot (T_{РАД}'' - T_0)}{T_{ОКР}^2 + T_{РАД}'' \cdot T_0} \right] \right\}}$$

А количество тепла, сбрасываемого в радиаторе-излучателе на форсированном режиме, будет

$$Q_L \approx \frac{W_0 \cdot \left(T_0^2 + \frac{M_0^2}{M^2} \cdot T_{ОКР}^2 \right) \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M}{M_0} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot Q_{Л0}}{W_0 \cdot (T_0^2 + T_{ОКР}^2) + Q_{Л0} \cdot T_0} \right] \right\}}{T_{ОКР} \cdot \frac{M_0}{M} - T_0 \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M}{M_0} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot Q_{Л0}}{W_0 \cdot (T_0^2 + T_{ОКР}^2) + Q_{Л0} \cdot T_0} \right] \right\}}$$

Графики этих зависимостей представлены на рис. 3 и 4.

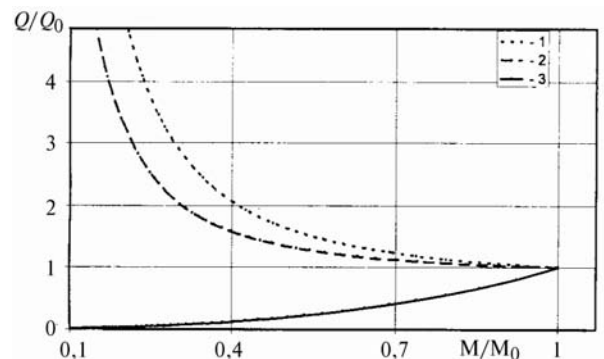


Рис. 3. Тепло, отводимое из контура ЗГТУ, при различной степени повышения давления: 1 - $\pi_K^* = 1,7$, 2 - $\pi_K^* = 2,4$, 3 - тепло, сбрасываемое радиатором-излучателем

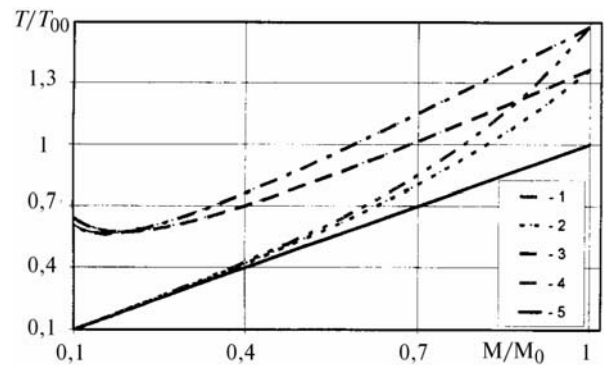


Рис. 4. Температуры перед компрессором - 1, подогревателем и радиатором-излучателем при различной степени повышения давления: 2, 3 - $\pi_K^* = 1,7$; 4, 5 - $\pi_K^* = 2,4$

Таким образом, в предельном случае радиатор-излучатель, установленный после ТОТ, не справляется с полным сбросом тепла на форсированном режиме. На режиме максимального КПД цикла, как видно из рис. 3, от ЗГТУ необходимо отвести в 1,35 – 1,39 раза тепла больше, чем на номинальном, а теплосброс радиатора-излучателя падает в 3 – 6 раз. Форсирование до максимальной мощности приво-

дит к увеличению теплосброса в 5,7 – 7,6 раз, а радиатор-излучатель обеспечивает сброс в 10 – 30 раз меньше, чем на номинальном режиме. Причиной этого является снижение температуры в радиаторе – излучателе в 1,4 – 2 раза на режиме максимального КПД и в 5 – 9 раз на режиме максимальной мощности. Переразмеривание радиатора-излучателя ради обеспечения кратковременного энергодвигательного режима вряд ли целесообразно. Поэтому оставшееся тепло необходимо отводить посредством подогрева РТ РД.

Так как основной причиной снижения эффективности радиатора-излучателя служит уменьшение его температурного диапазона, то установка радиатора-излучателя перед теплообменником-подогревателем может оказаться более выгодной, чем после.

2.3. Радиатор-излучатель перед подогревателем рабочего тела

Как и ранее, рассмотрим предельный случай, соответствующий сбросу тепла в дальнем космосе.

В этом случае температура геликсеноновой смеси при входе в радиатор-излучатель равна температуре при выходе из регенератора, тогда ее температура при входе в ТОТ на форсированном режиме будет определяться зависимостью

$$T_{РАД}'' = \frac{T_{ОКР} \cdot T_X - T_{ОКР}^2 \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M_0}{M_0} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot (T_{X0} - T_{РАД0}'')}{T_{ОКР}^2 + T_{РАД0}'' \cdot T_{X0}} \right] \right\}}{T_{ОКР} + T_X \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M_0}{M_0} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot (T_{X0} - T_{РАД0}'')}{T_{ОКР}^2 + T_{РАД0}'' \cdot T_{X0}} \right] \right\}}$$

А количество тепла, сбрасываемого в радиаторе-излучателе на форсированном режиме, составит

$$Q_{Д} = \frac{W_0 \cdot \left(T_{00}^2 + \frac{M_0^2}{M^2} \cdot T_{ОКР}^2 \right) \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M_0}{M} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot \frac{Q_{Д0}}{W_0}}{T_{X0}^2 + T_{ОКР}^2 - \frac{Q_{Д0}}{W_0} \cdot T_{X0}} \right] \right\}}{T_{ОКР} \cdot \frac{M_0}{M} + T_X \cdot \operatorname{tg} \left\{ \frac{M_0}{M} \cdot \operatorname{arctg} \left[\frac{T_{ОКР} \cdot \frac{Q_{Д0}}{W_0}}{T_{X0}^2 + T_{ОКР}^2 - \frac{Q_{Д0}}{W_0} \cdot T_{X0}} \right] \right\}}$$

Полученные предельные зависимости представлены на рис. 5 и 6.

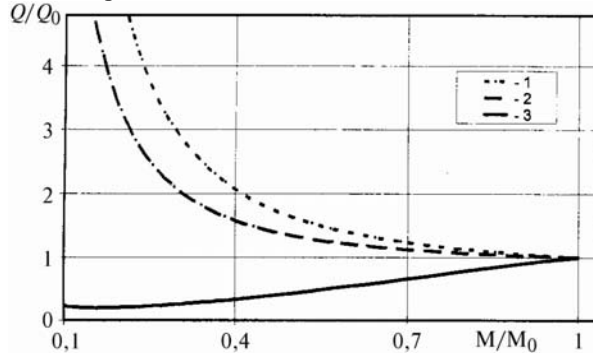


Рис. 5. Тепло, отводимое из контура ЗГТУ, при степени повышения давления: 1 - $\pi_K^* = 1,7$, 2 - $\pi_K^* = 2,4$, 3 - тепло, сбрасываемое радиатором-излучателем

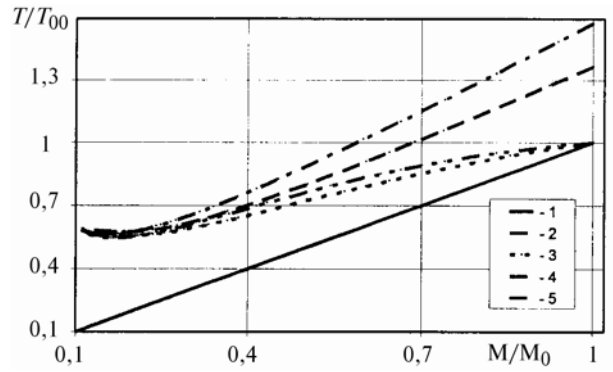


Рис. 6. Температуры отвода тепла: 1 – при входе в компрессор, при входе и выходе из радиатора-излучателя 2, 3 - $\pi_K^* = 1,7$; 4, 5 - $\pi_K^* = 2,4$

Сравнение рис. 5 с рис. 3 показывает, что количество тепла, отводимое радиатором-излучателем возросло в 1,5 – 2,5 раза на режиме максимального КПД ЗГТСЭП и в 7 – 22 раза на режиме максимальной мощности. Причиной этого является увеличение температуры радиатора-излучателя в 1,5 раза на режиме максимального КПД и в 3 – 5 раз на режиме максимальной мощности. Это позволяет существенно снизить количество тепла, передаваемое топливу РД, а значит и его расход. В то же время температура топлива при выходе из подогревателя уменьшится на 14 – 21 % на режиме максимального КПД, и на 0,5 – 2 % на режиме максимальной мощности.

3. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПОЛНОГО ОТВОДА ТЕПЛА В ПОДОГРЕВАТЕЛЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Альтернативой данным решениям является отказ от использования радиатора-излучателя во время перелета с опорной на рабочую орбиту, что требует передачи всего тепла, отводимого из ЗГТСЭП, рабочему телу РД. Это позволит существенно сократить мидель аппарата во время перелета и его моменты инерции. Сравним потребные расходы рабочего тела для отвода тепла в указанных случаях. В качестве рабочего тела примем криогенный водород, а его начальную температуру оценим как 0,1 от температуры перед компрессором на номинальном режиме, теплоемкость примем равной 12 кДж/кг·К. Оценки расхода водорода, приходящегося на 1 кг/с расхода геликсеноновой смеси, на режимах максимального КПД и максимальной мощности сведены в табл. 1.

Из таблицы следует, что минимальные потребные расходы водорода на режимах близких к режиму максимальной мощности практически совпадают для всех способов отвода тепла от ЗГТСЭП. При максимальном КПД ЗГТСЭП минимальные расходы водорода при работе без радиатора-излучателя больше примерно на треть, чем для двух остальных схем подключения.

Более заметное влияние оказывает выбор степени повышения давления в цикле, его рост приводит

к увеличению расхода водорода в 1,6 – 2,2 раза, хотя и позволяет, как показано выше, несколько расширить диапазон форсировки ЗГТСЭП.

Таблица 1. Потребные расходы водорода кг/с, приходящиеся на 1кг/с геликсеноновой смеси

Режим работы		Максимальный КПД Максимальная мощность	
Степень повышения давления в цикле		1,7	2,4
Расположение радиатора-излучателя	После ТОГ	$\frac{0,0339^*}{0,972}$	$\frac{0,0532}{2,149}$
	Перед ТОГ	$\frac{0,0308}{0,968}$	$\frac{0,0495}{2,149}$
	Отсутствует	$\frac{0,0432}{0,976}$	$\frac{0,0599}{2,151}$

Примечание. В числителе режим максимального КПД, в знаменателе максимальной мощности

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные результаты позволяют сделать выводы:

- Эффективность радиатора-излучателя для отвода тепла от ЗГТСЭП во время перелета может быть повышена за счет его установки перед подогревателем рабочего тела РД. Это приводит к повышению температуры радиатора-излучателя в 1,5 раза на экономичном режиме и в 3-5 раз на режиме максимальной мощности, что обуславливает возрастание количества сбрасываемого в радиаторе-излучателе тепла в 1,5 – 2,5 и 7 – 22 раза соответственно.
- Установка радиатора-излучателя перед подогревателем РТ РД приводит к снижению температуры рабочего тела при выходе из подогревателя на 14 – 21 % на режиме максимального КПД и лишь на 0,5 – 2 % на режиме максимальной мощности.
- Схема включения радиатора-излучателя, или его отсутствие практически не сказывается на минимальной величине необходимого расхода РТ.
- При увеличении степени повышения давления с $\pi_K^* = 1,7$, соответствующей максимальному КПД, до $\pi_K^* = 2,4$, соответствующей максимальной работе

цикла, потребный расход РТ возрастает в 1,6 – 2,2 раза.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 05-08-01385а) под научным руководством академика РАН А.И. Леонтьева, которого автор благодарит, как и сотрудников кафедры Э-3 И.Г. Суровцева и С.А. Бурцева за обсуждение полученных результатов.

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

- T_{00} - нижняя температура в цикле на номинальном режиме (при входе в компрессор);
 T_0 - нижняя температура в цикле на форсированном режиме;
 T_{OKP} - температура окружающей среды;
 $T_{РАД}$ - температура радиатора;
 T_X - температура при входе в систему отвода тепла;
 M - молярная масса геликсеноновой смеси;
 π_K^* - степень повышения давления в цикле;
 $T_{РАД}$ - температура радиатора;
 W - полная теплоемкость потока;
‘ - при входе;
“ - при выходе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Арбеков А.Н. и др. Безъядерная энергетика пилотируемой экспедиции на Марс. Известия АН РФ, сер. Энергетика. 2002. №4. С. 3-12.
2. Mason L.S. et al Status of Brayton Cycle Power Conversion Development at NASA GRC. NASA/TM - 2002-211304, January 2002.
3. Арбеков А.Н. Особенности форсирования замкнутой газотурбинной установки космического аппарата //Сборник тез. докл. II Междунар. научно-техн. конф. «Авиадвигатели XXI века». Т. 1. М.: ЦИАМ, 2005. С. 259-260.
4. Albert J. Juhasz An Analysis and Procedure for Determining Space Environmental Sink Temperatures With Selected Computational Results// Space Technology and Applications International Forum-2001. edited by M. S. El-Genk. P. CP552.