

УДК 539.422.5.

## **Системы теплозащиты конструкций комбинированного ракетно-прямоточного двигателя твердого топлива**

**Копылов А.В.<sup>1\*</sup>, Тихомиров М.А.<sup>1\*\*</sup>, Мокрецова О.В.<sup>2\*\*\*</sup>**

<sup>1</sup>*Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени Ивана Ивановича Карпукова, МКБ «Искра, Москва, Ленинградский проспект, 35, 125284, Россия*

<sup>2</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия \*e-mail: [alexcopylov@mail.ru](mailto:alexcopylov@mail.ru)*

*\*\*e-mail: [mishata84@mail.ru](mailto:mishata84@mail.ru)*

*\*\*\*e-mail: [moolia87@mail.ru](mailto:moolia87@mail.ru)*

### **Аннотация**

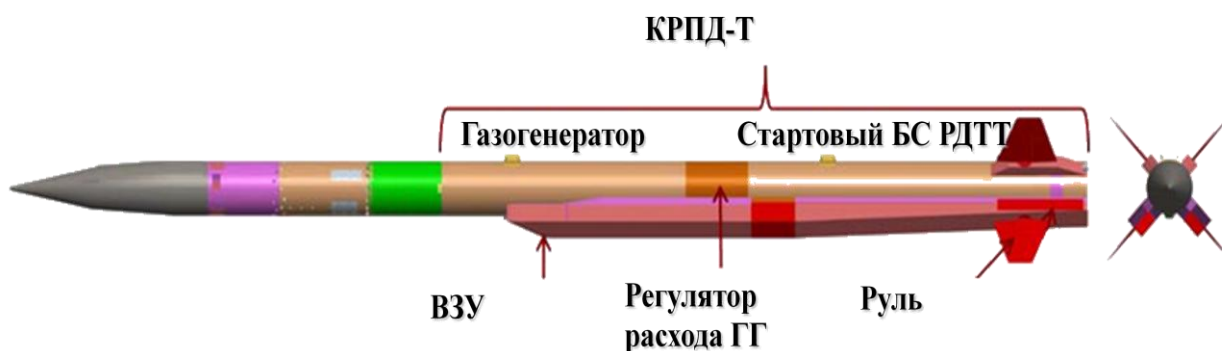
В статье рассмотрены результаты разработки, изготовления и применения системы теплозащиты теплонапряженных конструкций комбинированного ракетно-прямоточного двигателя твердого топлива для авиационных управляемых ракет. Стойкость новых теплозащитных покрытий двигательной установки к эксплуатационным воздействиям подтверждалась результатами расчетного моделирования и испытаний конструктивно-подобных образцов.

**Ключевые слова:** система теплозащиты, ракетный прямоточный двигатель твердого топлива, наружные и внутренние эластичные теплозащитные покрытия, углерод-углеродные композиционные материалы с

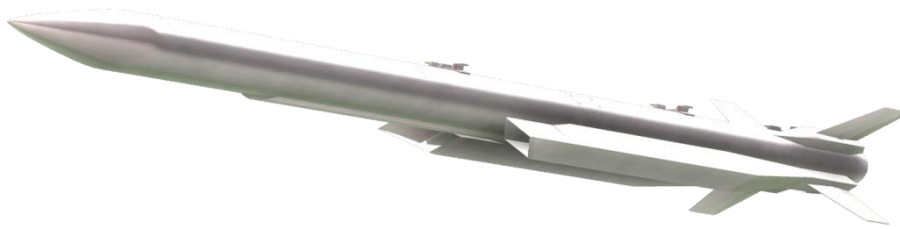
поверхностным и объемным силицированием, углерод-керамические композиционные материалы.

В настоящее время использование комбинированного ракетно-прямоточного двигателя твердого топлива (КРПД-Т) для авиационных управляемых ракет (АУР) (рис. 1; 2) [1], по сравнению с ракетными двигателями твердого топлива (РДТТ), позволяет:

- обеспечить более высокое значение суммарного импульса тяги КРПД-Т, в частности, за счет повышения температуры продуктов сгорания газогенераторного топлива (продуктов газогенерации);
- использовать в КРПД-Т кислород атмосферного воздуха в качестве окислителя;
- увеличить дальность полета ракеты в 1,5...2 раза;
- осуществлять регулирование режима работы КРПД-Т для оптимизации характеристик двигательной установки на всех режимах работы в процессе полета АУР.



**Рис. 1.** Схема расположения КРПД-Т и его основных элементов в составе АУР



**Рис. 2.** Внешний облик АУР с КРПД-Т

Ориентировочные характеристики ракеты класса «воздух-воздух» с КРПД-Т приведены в таблице 1.

Таблица 1

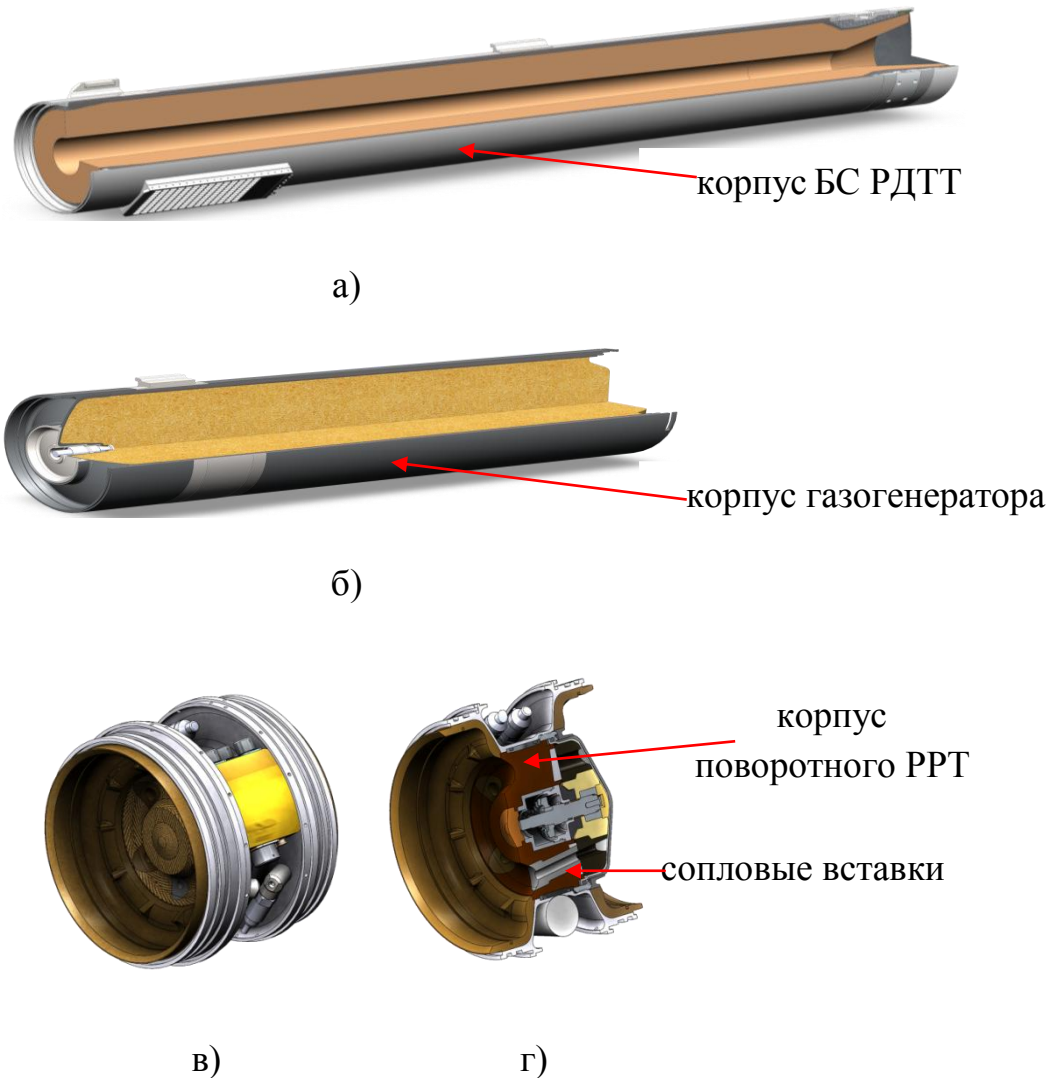
Ориентировочные характеристики ракеты класса «воздух-воздух» с КРПД-Т

<b>Скорость полета, М</b>	<b>Диапазон высот, км</b>	<b>Дальность полета, км</b>	<b>Длина ракеты, м</b>	<b>Масса ракеты, кг</b>
0,8 ... 4,2	0 ... 20	$\geq 100$	~ 4	~ 200

Однако, для достижения высоких значений летно-баллистических, аэродинамических, высотно-скоростных, тягово-энергетических характеристик АУР с КРПД-Т и температуры (до 3000 К) продуктов сгорания топлива в КРПД-Т требуется обеспечить работоспособность теплонапряженных деталей и узлов двигательной установки, в том числе за счет применения новой системы теплозащиты из неметаллических композиционных материалов (КМ), термо-, эрозионно и -химически стойких к эксплуатационным воздействиям.

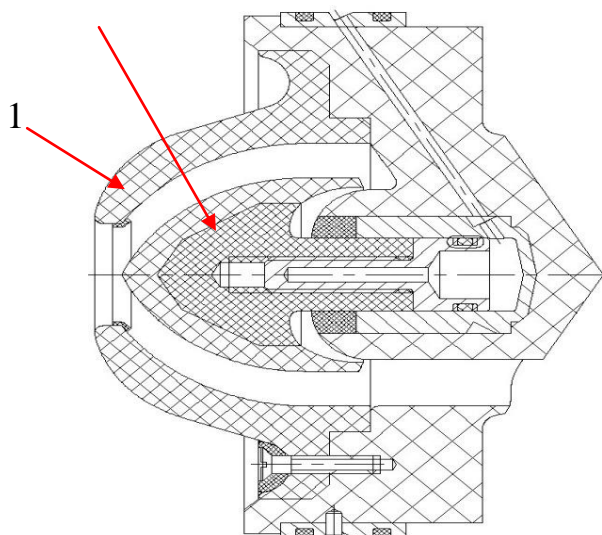
Основные элементы КРПД-Т, содержащие теплонапряженные конструкции и детали, представлены на рисунках 3 а-г и 4 [1; 2]. К данным конструкциям и деталям относятся: внутренняя и внешняя поверхность

корпусов бесплового РДТТ (БС РДТТ), газогенератора маршевого топлива; детали поворотного регулятора расхода топлива (РРТ) и РРТ с центральным телом - сопловые вставки, сопловой вкладыш, центральное тело (коронка).



**Рис. 3.** Основные элементы КРПД-Т:

а) Конструкция стартового бесплового РДТТ (БС РДТТ); б) Конструкция газогенератора маршевого топлива; в) и г) Переходный отсек с регулятором расхода генераторного газа маршевого топлива, где: в) внешний облик; г) разрез.



**Рис. 4.** Схема РРТ с центральным телом для регулирования продуктов

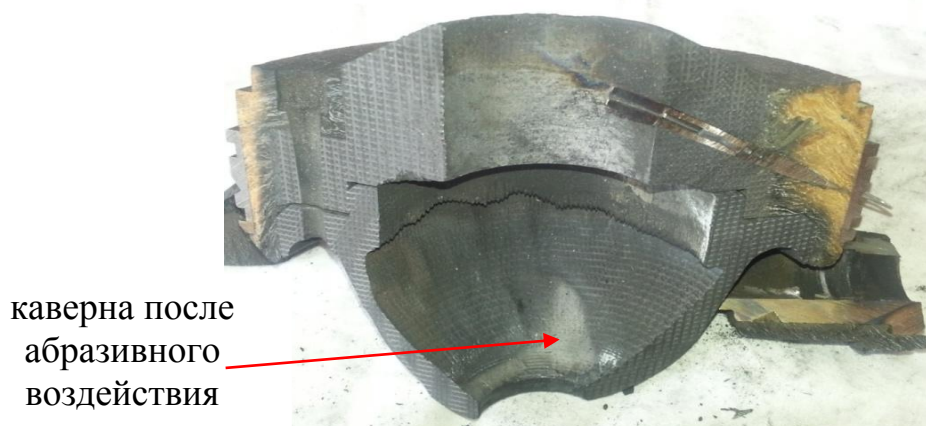
газогенерации в КРПД-Т, где:

1 - сопловой вкладыш из неметаллических КМ; 2 - центральное тело из неметаллических КМ

К параметрам эксплуатационного воздействия на внешние и внутренние поверхности силовых оболочек КРПД-Т и детали РРТ относятся:

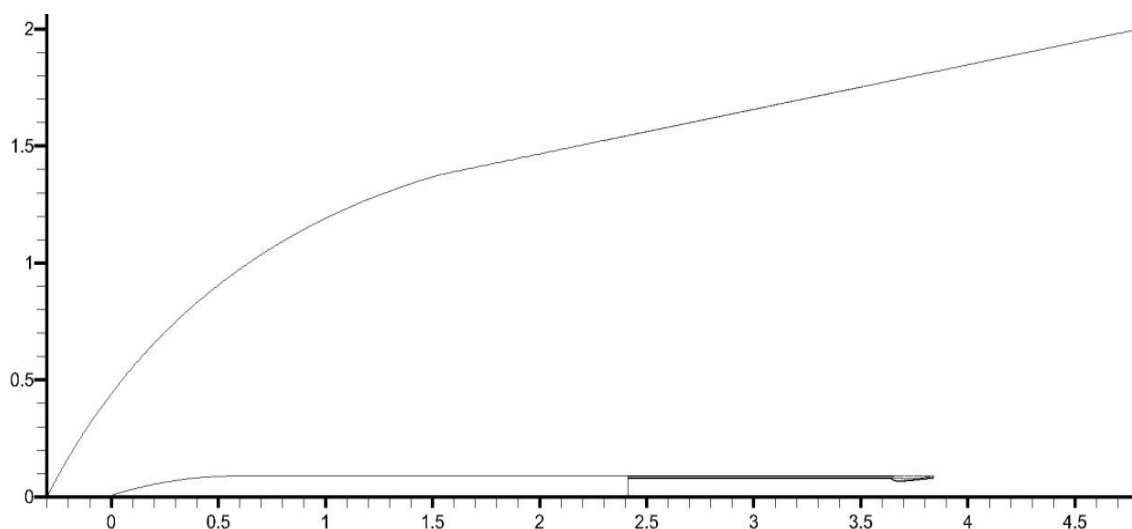
- теплоэрозионное (теплоабразивное) и теплохимическое воздействие конденсированной твердой К-фазы, в частности, металлической фазы  $Al_2O_3$ , образующейся в продуктах газогенерации, где размеры частиц (дисперсность) составляет до  $50\div 100$  мкм, что приводит без соответствующей теплозащиты к линейному уносу теплозащитного материала, например, углерод-углеродного КМ (УУКМ) (рис. 5);
- скорость обтекания потоком продуктов сгорания газогенераторного топлива -  $M \sim 1,2$ ;

- внутрикамерное давление -  $p \sim$  до  $12 \div 15$  МПа;
- максимальные температуры частиц продуктов сгорания газогенераторного топлива - до  $3000\text{K}$  и время работы КРПД-Т - до  $200$  с, характеризующие интенсивность (скорость) внутреннего высокотемпературного нагрева (теплообмена) потоком продуктов сгорания твердого топлива - до  $1000$  К/с;
- циклические теплосмены в процессе хранения при температурах -  $\sim 45 \dots 71^\circ\text{C}$  - N;
- аэродинамический нагрев внешней поверхности корпуса КРПД-Т;
- окислительное воздействие на ТЗП в камере дожигания КРПД-Т при использовании воздуха в качестве окислителя, поступающего через воздухозаборное устройство (ВЗУ), что в отличие от РДТТ, является дополнительным фактором эксплуатационного воздействия.



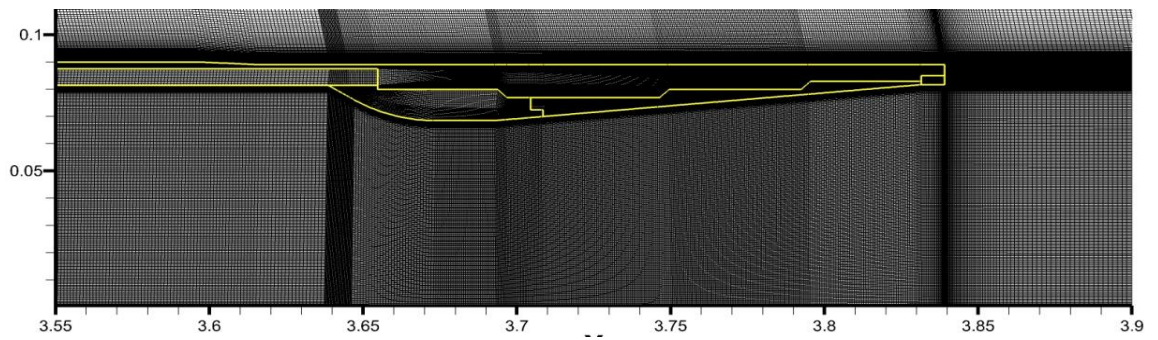
**Рис.5.** Фото теплоэрозионного (абляционного) уноса углеродного материала с внутренней поверхности, в частности, соплового вкладыша из УУКМ для РРТ с центральным телом без его соответствующей системы теплозащиты в результате абразивного воздействия конденсированной твердой К-фазы

В работе проведены исследования с использованием модуля FLUENT программного комплекса ANSYS численные исследования по моделированию теплового состояния теплонапряженных элементов КРПД-Т (элементов камеры дожигания и соплового блока) в истекающей струе продуктов сгорания и примыкающем участке атмосферы, в режиме автономного полета (рис. 6-10). Примыкающий участок атмосферы необходим для учета внешнего обтекания воздушным потоком (аэродинамический нагрев) корпуса КРПД-Т. Общий вид расчетной области представлена на рис.6 [1]. Для проведения численного моделирования в пределах данной расчетной области была сформирована структурированная сетка (с использованием модуля ICEM ANSYS). Общее количество контрольных объемов составило более 2,5 млн. В соответствии с исходными данными рассматривались два основных режима автономного полета изделия: высота  $H=8$  км, скорость  $M=2,6$  (801 м/с), время полета 120 с («режим Н8»); высота  $H=20$  км, скорость  $M=4,2$  (1239 м/с), время полета 185 с («режим Н20»).



**Рис.6.** Общий вид расчетной области (размеры в метрах)

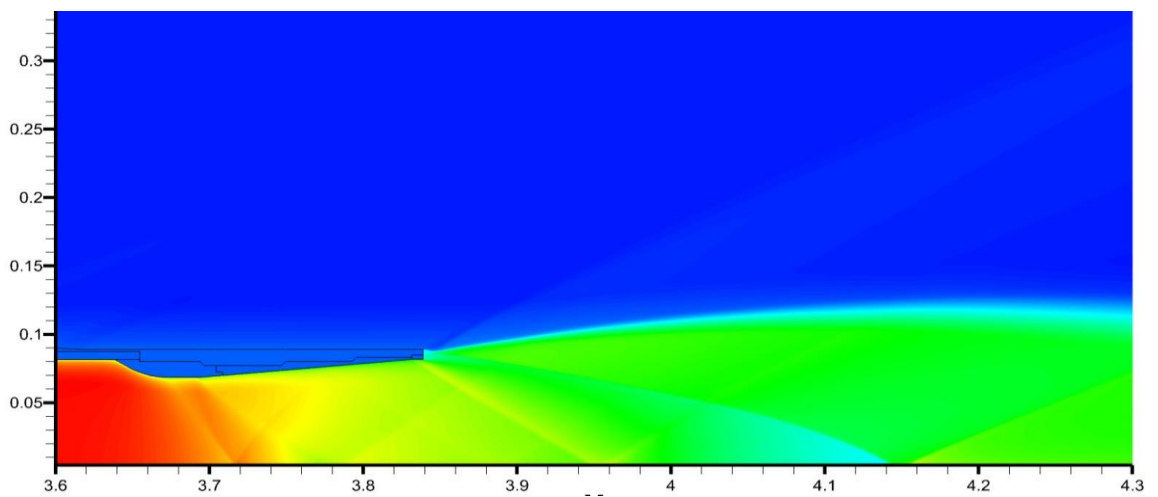




**Рис. 7.** Участок расчетной области, включающий камеру дожигания и сопловой блок (размеры в метрах) КРПД-Т, со структурированной расчетной сеткой, где желтым цветом выделены контуры конструктивных элементов камеры и соплового блока

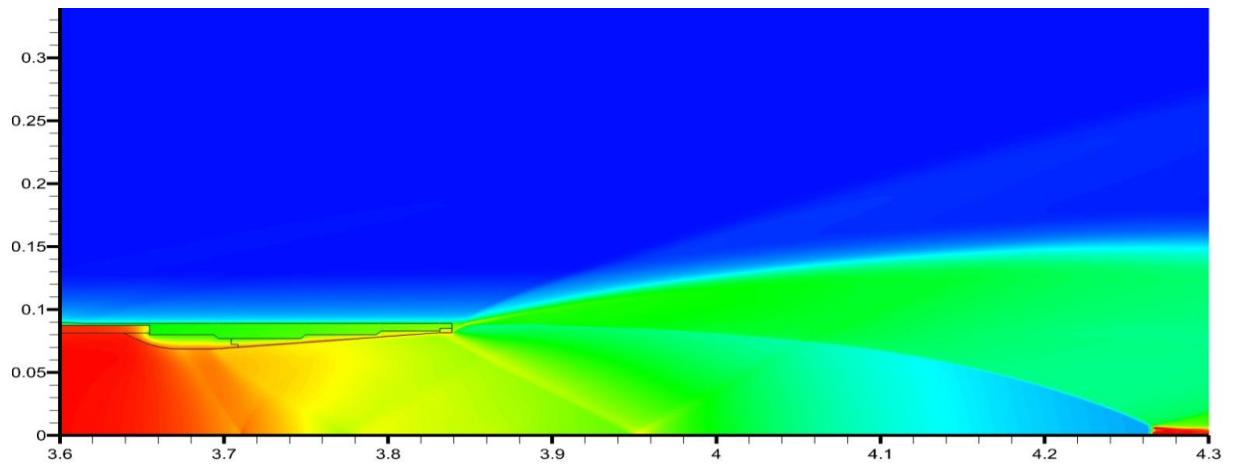


а)



б)





в)

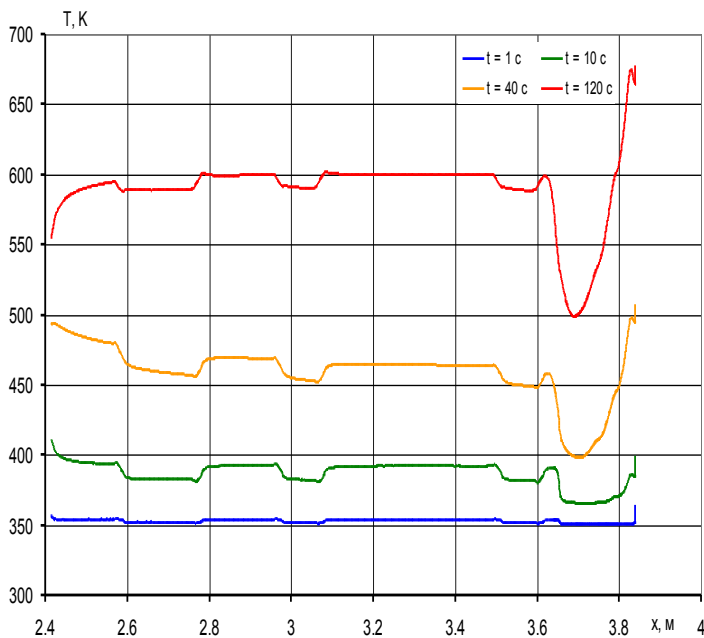
**Рис.8.** Поля статической температуры газа, К, при истечении из сопла

КРПД-Т, где:

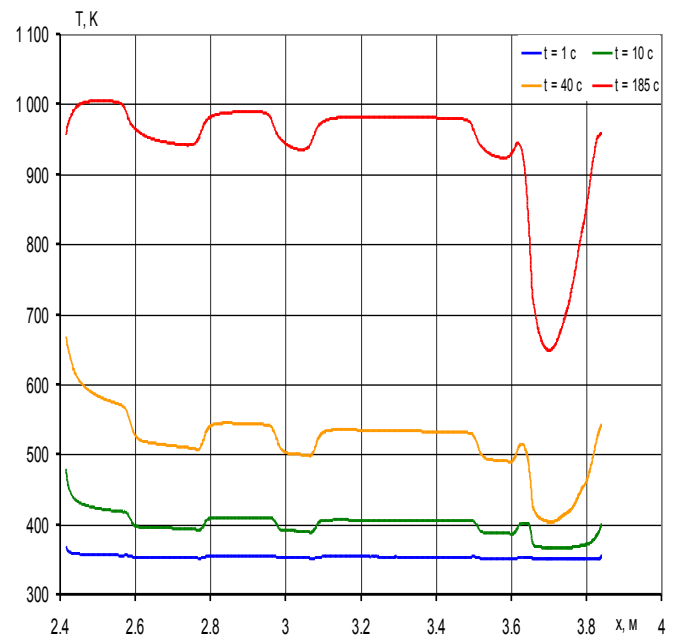
а) цветовая гамма температур; б) распределение температурного поля на

автономном режиме полета на высоте 8км (Н8); в) распределение

температурного поля на автономном режиме полета на высоте 20км



а)



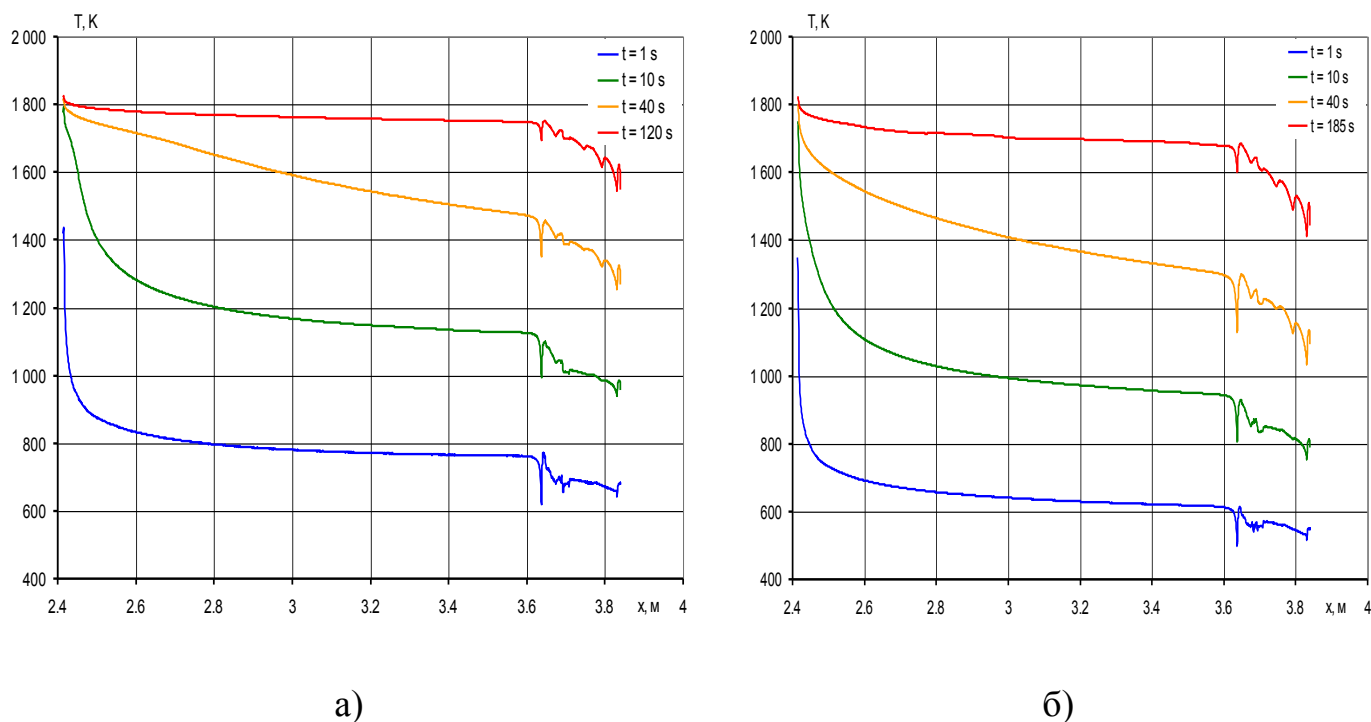
б)

**Рис. 9.** Распределение температуры на наружной поверхности корпуса

КРПД-Т, в частности, наружные поверхности камеры дожигания (КД)и

соплового блока, в различные моменты времени для обоих режимов, где:

а) высота 8 км (режим Н8); б) высота 20 км (режим Н20)



**Рис. 10.** Распределение температуры на внутренней поверхности КД и

соплового блока в различные моменты времени, где

а) высота 8 км (режим Н8); б) высота 20 км (режим Н20)

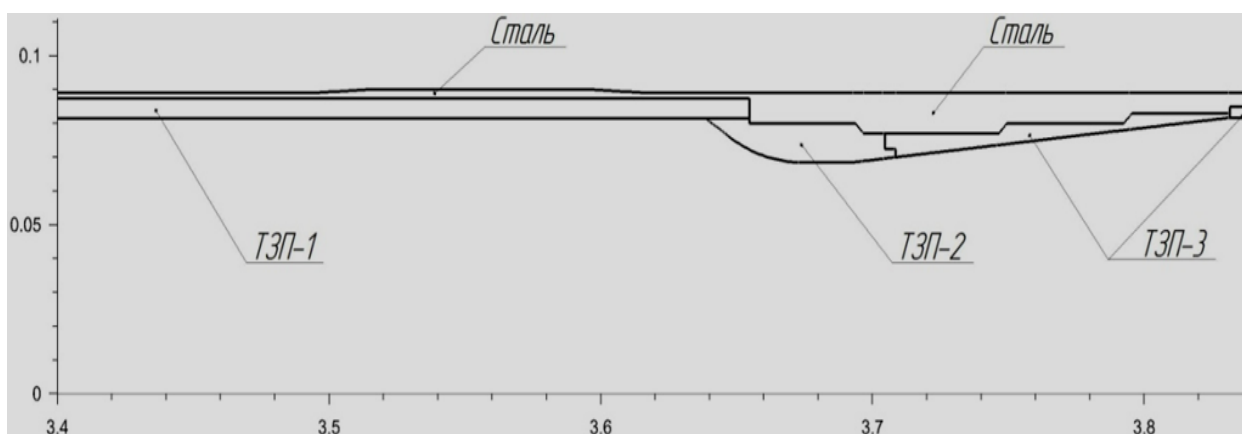
Учитывая весь спектр эксплуатационного воздействия повышаются требования к системе теплозащиты. В настоящее время в серийном производстве несущий корпус КРПД-Т выполнен из металлических конструкционных материалов, в частности, из жаропрочной стали КВК-32, применение неметаллических КМ в силовых корпусах КРПД-Т сдерживается по условиям прочности, в частности, ударной прочности, газопроницаемости и т.д. При воздействующих внешних и внутренних тепловых потоках, эквивалентных условиям полёта ракеты на высоте  $H=20$  км и  $M=4$ ,

температура на корпусе КРПД-Т может достигать ~ 3000 К. Данная температура существенно превышает температуру плавления жаропрочной стали КВК-32, что приведет к разрушению несущего корпуса КРПД-Т.

Для внутренней поверхности корпуса КРПД-Т, деталей проточного тракта КРПД-Т были разработаны следующие системы теплозащиты конструкций КРПД-Т (рис. 11):

- система теплозащиты с повышенной термоэрозионной прочностью для газогенератора и камеры сгорания КРПД-Т в условиях воздействия высокоскоростных (до 400 м/с) и высокотемпературных потоков продуктов сгорания, выполненная в виде эластичных абляционных внутренних ТЗП «Искрин-1», «Искрин-2», состоящих из армирующего наполнителя (тканей, волокон) и полимерного связующего. Эффект теплозащиты состоит в том, что под воздействием высоких температур полимерное фенолформальдегидное связующее начинает разрушаться. Данный процесс сопровождается поглощением тепла за счёт эндотермического эффекта реакции разложения компонентов ТЗП с последующим выносом потоком продуктов газогенерации, что делает ТЗП термостойким, а его унос управляемым;
- система теплозащиты деталей проточного тракта КРПД-Т в виде жестких ТЗП из композиционных волокнистых прессматериалов (стеклотекстолиты АГ-4В, АГ-4С, П-5-2М, ПСК, П-5-7, гибридный углестеклотекстолит ТЗУ-2ПС);

- система теплозащиты деталей проточного тракта КРПД-Т, в частности, регулятора расхода топлива (РРТ), выполненная в виде углерод-углеродных КМ (УУКМ) с защитными керамическими покрытиями, наносимыми поверхностным силицированием или УУКМ с частичным введением карбида кремния в объем или УУКМ с объемным силицированием, что позволяет получить деталь из углерод-керамического КМ (УККМ).



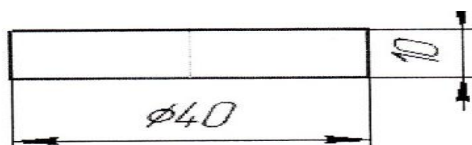
**Рис. 11.** Фрагмент системы теплозащиты внутренней поверхности камеры дожигания КРПД-Т, где:

ТЗП-1 - эластичное ТЗП «Искрин-1» или «Искрин-2»; ТЗП-2 и ТЗП-3 - жесткие ТЗП - волокнистые прессматериалы, являющиеся также деталями проточного тракта КРПД-Т.

Для подтверждения теплозащитных функций внутреннего ТЗП "Искрин-2" в работе проведены высокотемпературные испытания конструктивно-подобных образцов (рис.12) из материала "Искрин-2" при моделировании нагрева, эквивалентного эксплуатационному нагреву в КРПД-Т, в частности в камере дожигания.

Условия и режимы тепловых испытаний (табл. 1):

- постоянный по времени тепловой поток  $q$ , менявшийся от испытания к испытанию, задавался эквивалентным натурным условиям внутреннего теплообмена (теплоподвода) в КРПД-Т;
- образцы из материала "Искрин-2" находились в воздушной среде (моделирование окисления, как в камере дожигания).



**Рис. 12.** Конструктивно-подобные образцы ТЗП из материала "Искрин-2"

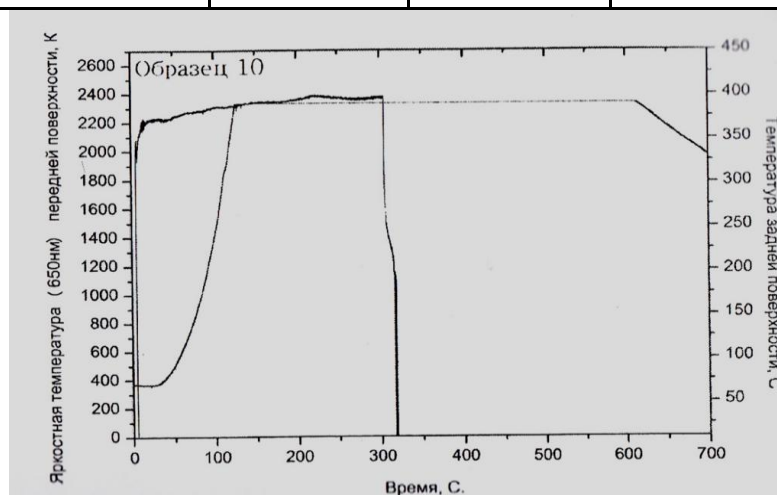
Режимы тепловых испытаний представлены в табл. 1.

**Таблица 1**

Режимы тепловых испытаний конструктивно-подобных образцов из материалов марки "Искрин-2"

№ образцов	Мощность источника, кВт	Диаметр луча на образце, мм	Тепловой поток $q$ , кВт/м <sup>2</sup>	Ожидаемая температура на передней поверхности образца, К	$\tau$ , сек
1	0,2	35	208	1460	300
2	0,4		416	1740	
3	0,5		520	1840	
4	0,6		624	1930	
5	0,7		728	2000	

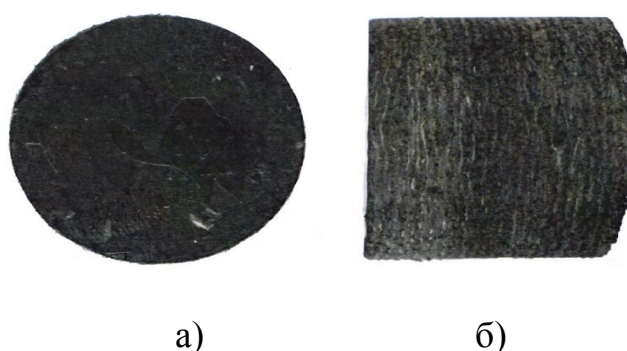
<b>6</b>	0,8		832	2070
<b>7</b>	0,9		936	2130
<b>8</b>	1,0		1040	2190
<b>9</b>	1,2		1248	2290
<b>10</b>	1,3		1352	2340
<b>11</b>	2,0		2080	2600



**Рис. 13.** Пример термограммы внутреннего ТЗП «Искрин - 2», характеризующей интенсивность (скорость) внутреннего высокотемпературного нагрева -  $dT/dt$

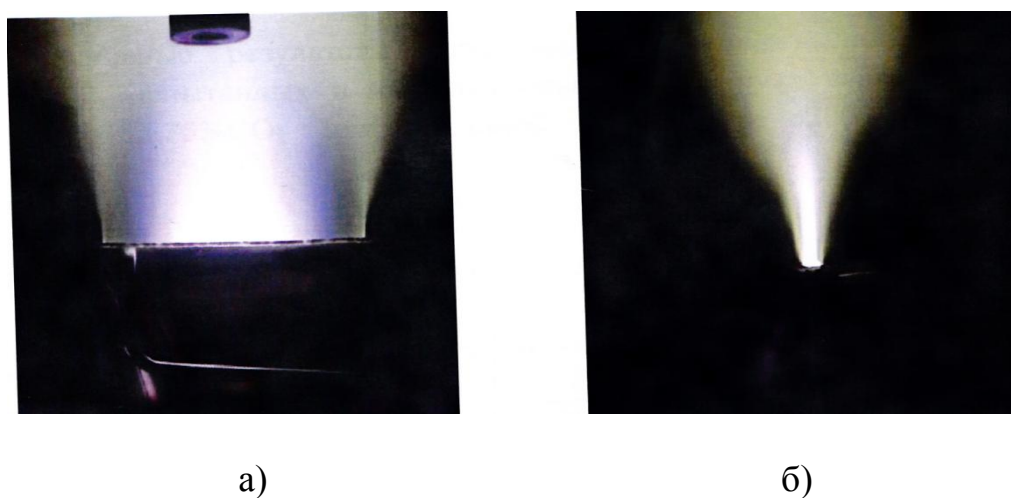
Результаты испытания на примере образца №10, где массы до испытаний  $m_0$  - 15,092 г, после испытания  $m_k$  - 10,605 г, показал что изменение (потеря) массы материалом "Искрин - 2" при его термической деструкции от нагрева составила  $\Delta m = m_0 - m_k = 15,092 - 10,605 = 4,487$  г (~ 30%), что является более, менее допустимым уровнем для области максимальных температур до 2400К. По ГОСТ-у на термостойкость: потеря массы должна составлять - 20÷30%.

Далее были проведены тепловые испытания, приближенных к натурным, конструктивно-подобных образцов внутреннего ТЗП из материала «Искрин-2» (рис. 14) на индукционном плазматроне в высокоэнтальпийных газовых потоках (рис. 15 а,б) с моделированием высокотемпературного нагрева - 2300 К, скорости М и внутрикамерного давления - 300 ГПа потока продуктов сгорания топлива. Графические зависимости параметров управления режимами плазматрона от времени приведены на рис. 16.



**Рис. 14.** Фото поверхности цилиндрического образца из теплозащитного материала «Искрин-2» до испытаний, где:

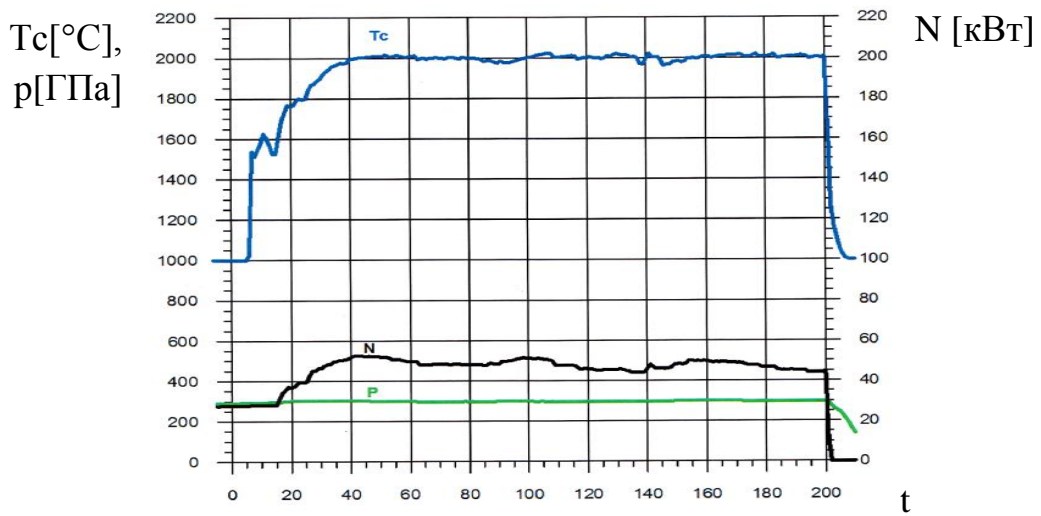
а) лицевая поверхность; б) боковая поверхность



**Рис. 15.** Струя высокоэнтальпийного воздуха, истекающая из щелевого сопла:



а) вид спереди; б) вид сбоку

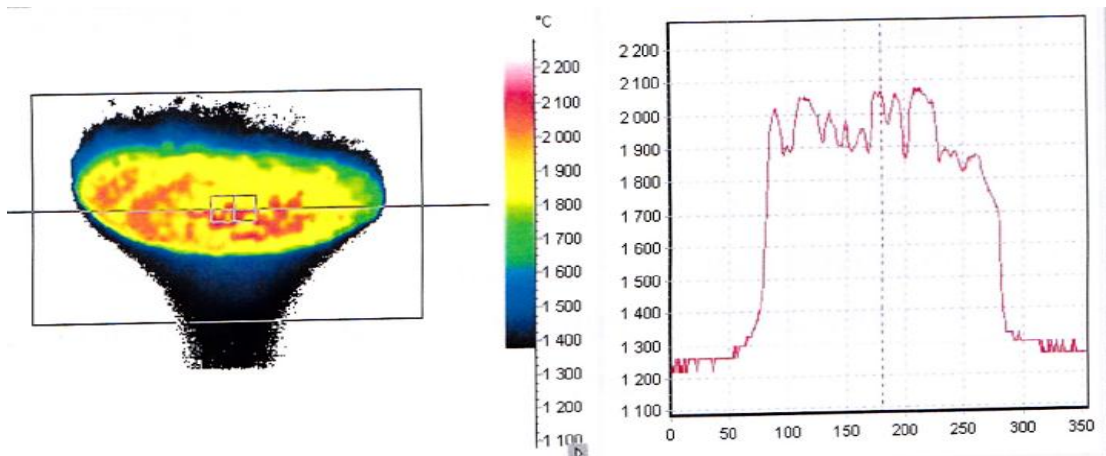


**Рис. 16.** Зависимости от времени  $t$  мощности  $N$  анодного питания ВЧ

генератора, давления  $p$  в барокамере и цветовой температуры  $T_c$

Термоизображение образца из теплозащитного материала «Искрин-2»

приведено на рис. 17.



**Рис.17.** Термоизображение образца из теплозащитного материала

«Искрин-2» на 200-й секунде испытания

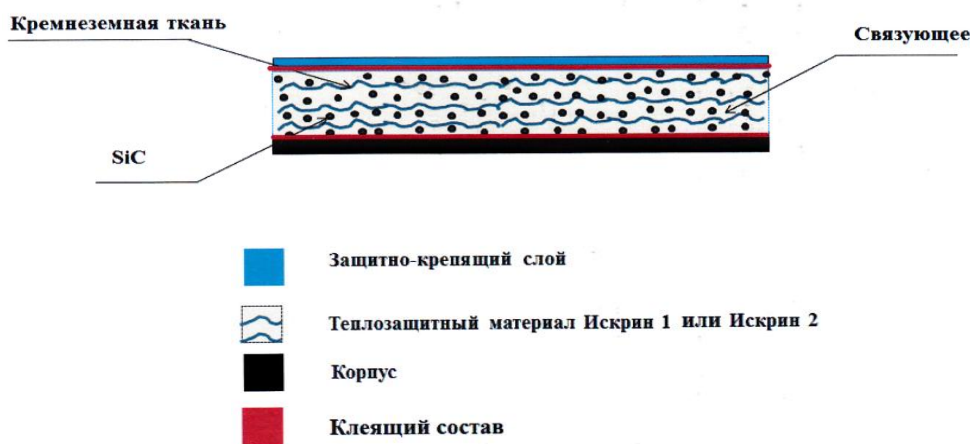
Фото поверхности цилиндрического образца из теплозащитного материала «Искрин-2» после одного испытания (рис. 18). Выявлено, что лицевая поверхность образца после испытания на плазматроне существенно

разнотонная, где пленка стекла на поверхности имеется на периферии за счет взаимодействия кислорода с антиокислительной добавкой из карбида кремния SiC и с кремнеземной тканью из SiO<sub>2</sub> (рис. 19), а в центральной области прококсированный материал оголен. На фотографии боковой поверхности (см. рис. 18) выявлено, что наиболее прогретая часть образца, примыкающая к лицевой поверхности, допустимо увеличилась в размерах не только в осевом, но и в радиальном направлении.



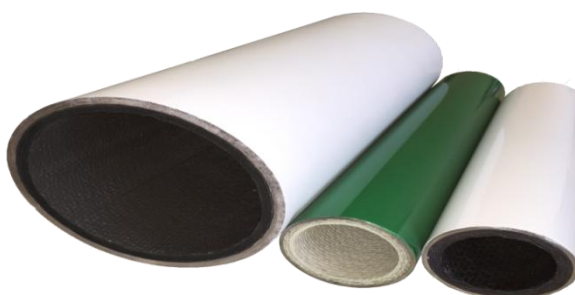
**Рис. 18.** Фото поверхности цилиндрического образца из внутреннего теплозащитного материала «Искрин-2» после испытаний, где:

а) лицевая поверхность; б) боковая поверхность



**Рис. 19.** Структура ТЗП "Искрин" и клеевое соединение ТЗП с корпусом КРПДТ с одной стороны и с защитно-крепящим слоем с другой стороны

Изготовленные ТЗП "Искрин" в корпусе КРПД-Т приведены на рис. 20.



**Рис. 20.** Внешний вид образцов ТЗП Искрин-2, Искрин-1 и УТФКЛ-2, изготовленные в натуральных металлических корпусах газогенераторов и камеры дожигания и служащие облицовочным слоем для защиты внутренней поверхности корпусов КРПД-Т

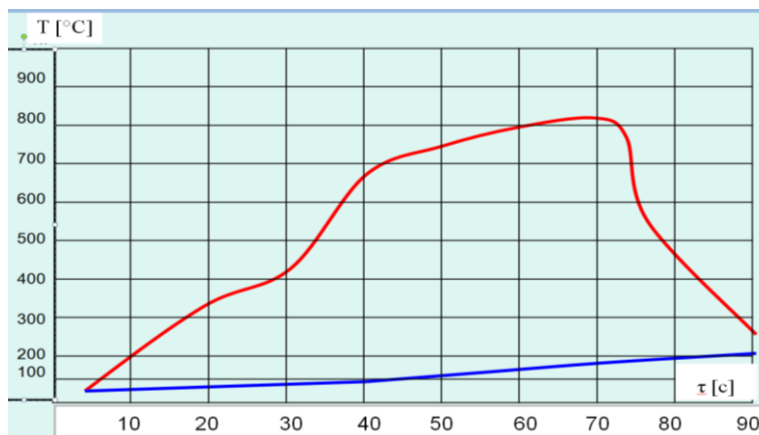
Результаты испытаний массового уноса  $\Delta M$  и теплового расширения  $\Delta L$  конструктивно-подобных образцов внутреннего ТЗП из материала «Искрин-2» представлены в таблице 2. Все значения параметров уноса не превышают граничных значений.

**Таблица 2**

Результаты испытаний внутреннего ТЗП из материала «Искрин-2»

№ п/п	Газовая среда	Расход газа, G [г/с]	Нап, кВт	Угол атаки, °С	$\tau$ , с	$M_0$ , г	$\Delta M$ , г (%) - массовый унос	$\Delta L$ , мм (тепловое расширение )
1	86,25%N <sub>2</sub> + 13,75 CO <sub>2</sub>	2,4	28÷42	15	200	71,82	11,59 (16,1)	+3,5

Получены результаты по снижению температуры от воздействия аэродинамического нагрева на внешнюю поверхность корпуса КРПД-Т, достигаемые за счет системы теплозащиты в виде наружного ТЗП (рис. 21).



**Рис. 21.** Изменение температуры внешней поверхности корпуса КРПД-Т от времени при воздействии аэродинамического нагрева, где:

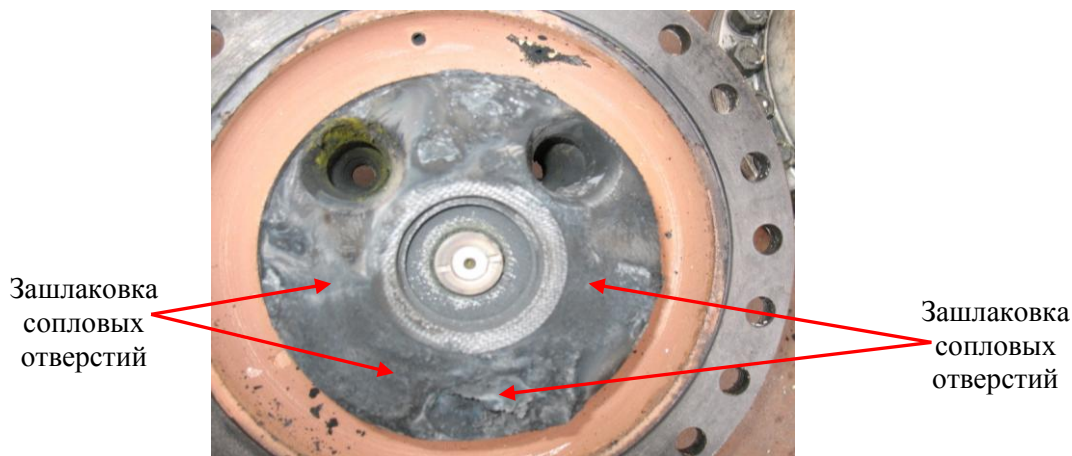
- а) красный цвет - температура без наружного ТЗП; б) синий цвет - снижение температуры от аэродинамического нагрева при использовании наружного ТЗП

Системы теплозащиты были выполнены в виде наружного ТЗП сублимирующего типа на основе органических (хлорсульфированный полиэтилен, латексы) или кремнийорганических связующих с наполнителем из пробки или фенольных, стеклянных, углеродных микросфер.

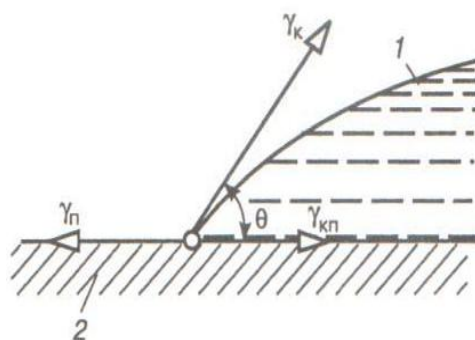
Учитывая перечисленные выше факторы эксплуатационного воздействия на детали теплонапряженных конструкций в проточном тракте КРПД-Т, особое место занимает наиболее теплонапряженные детали регулятора расхода топлива (РРТ), как поворотного, так и с центральным телом (см. рис. 3, 4). Данные детали, в отличие от других, испытывают

комплексное воздействие - максимальное тепловое, эрозионное (абразивное) и химическое воздействие конденсированной твердой К-фазы (табл. 3), что приводит к мгновенному разрушению (см. рис. 5).

Традиционные системы теплозащиты на основе традиционных жаропрочных конструкционных материалов - металлов, металлических покрытий, полимерных КМ таких, как стеклопластики углепластики, легко смачиваются продуктами газогенерации (табл. 3) [1] и не предотвращают зашлаковку поперечных сечений сопловых отверстий РРТ из-за налипания К-фазы (рис. 22; 23). С позиции энергетического закона в соответствии с уравнением Юнга полнота смачивания расплава конденсата продуктов газогенерации зависит от соотношений поверхностных энергий на трех межфазных границах: конденсат-воздух ( $\gamma_{кв}$ ), смачиваемые поверхности (подложки) - воздух ( $\gamma_{пв}$ ) и конденсат - металлическая подложка (подложки) ( $\gamma_{кп}$ ):  $\cos \theta = (\gamma_{пв} - \gamma_{кп}) / \gamma_{кв}$ . Угол смачивания  $\theta$  К-фазы оказался меньше  $90^\circ$  (рис. 23), то есть  $\cos \theta > 0$ , что привело к налипанию продуктов К-фазы на поверхность соплового отверстия.



**Рис. 22.** Зашлаковка сопловых отверстий узла регулирования со стороны газогенератора КРПД-Т из-за налипания К-фазы после огневого стендового испытания



**Рис. 23.** Процесс смачивания продуктами газогенерации металлической поверхности где: 1 - расплав продуктов газогенерации; 2 - поверхность детали в проточном тракте

**Таблица 3**

Предварительный состав продуктов сгорания топлива номинального состава в мольных долях для газообразных продуктов и в массовых долях для конденсированных продуктов

Компоненты продуктов сгорания	$P_k = 40 \text{ кгс/см}^2$	$P_a = 1 \text{ кгс/см}^2$
H	0.0004	0.0001
H <sub>2</sub>	0.5923	0.6441

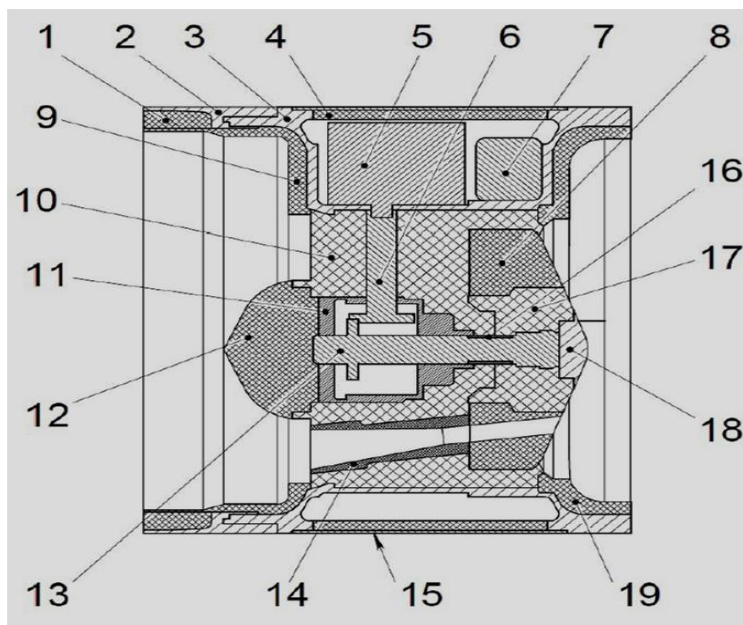
H <sub>2</sub> O	0.0005	0.0001
HCl	0.0540	0.0741
N <sub>2</sub>	0.0001	-
CO	0.2736	0.2492
CH <sub>3</sub>	0.0001	
CH <sub>4</sub>	0.0045	0.0004
C <sub>2</sub> H <sub>2</sub>	-	0.0001
C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	0.0001	-
HCN	0.0002	-
BO	0.0002	-
B <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	0.0172	0.0056
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.0032	0.0008
BH <sub>3</sub>	0.0001	-
HBO	0.0200	0.0072
HBO <sub>2</sub>	0.0057	0.0016
BH <sub>3</sub> O	0.0002	-
H <sub>3</sub> B <sub>3</sub> O <sub>3</sub>	0.0005	0.0001
BCl	0.0013	0.0006
BCl <sub>3</sub>	0.0002	0.0003
CIBO	0.0030	0.0020
BH <sub>2</sub> Cl	0.0010	0.0002
BHCl <sub>2</sub>	0.0016	0.0009
Cl <sub>2</sub> BON	0.0001	-
AlCl	0.0030	0.0007
AlCl <sub>2</sub>	0.0063	0.0021
AlCl <sub>3</sub>	0.0063	0.0058
AlHCl <sub>2</sub>	0.0001	-
AlBO <sub>2</sub>	0.0004	-



FeCl	0.0002	0.0001
FeCl <sub>2</sub>	0.0025	0.0038
C (конд.)	0.0576	0.0727
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (конд.)	0.0833	0.1358
BN (конд.)	0.0836	0.0838
B <sub>4</sub> C (конд.)	0.2624	0.2607
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (конд.)	0.0919	0.1028
Fe <sub>3</sub> C (конд.)	0.0081	0.0065

Также по тепловым расчетам максимальная плотность теплового потока  $q$ , например, в поворотном РРТ (рис. 24) на поверхности сопел подачи продуктов газогенерации составила  $2,5 \text{ МВт/м}^2$  (достигает в момент времени  $t=1 \text{ с}$ ) при времени воздействия  $200 \text{ с}$ . Максимальная плотность теплового потока  $q$  на внутренней поверхности камеры дожигания КРПД-Т составляет  $\sim 0,4 \text{ МВт/м}^2$  при времени воздействия с  $1$  по  $3 \text{ с}$  на высотах  $8$  и  $20 \text{ км}$ . Максимальная плотность теплового потока  $q$  на внутренней поверхности соплового блока КРПД-Т составляет  $0,16 \div 0,23 \text{ МВт/м}^2$  при времени воздействия с  $1$  по  $3 \text{ с}$ . Максимальная плотность теплового потока  $q$  на наружной поверхности корпуса РПДТ составляет  $0,06 \text{ МВт/м}^2$  в течении  $1 \text{ с}$  на высоте  $8 \text{ км}$  и  $\sim 0,1 \text{ МВт/м}^2$  в течении  $10 \text{ с}$  на высоте  $20 \text{ км}$ . В момент времени  $t=1 \text{ с}$  максимальная плотность теплового потока от газа в стенки поворотного РРТ со стороны газогенератора и камеры дожигания составляет  $\approx 0,6 \text{ МВт/м}^2$ . Общее время воздействия теплового потока -  $200 \text{ с}$ . Из-за высокой продольной теплопроводности углеродных волокон сопловая

вставка (поз. 14) из УУКМ нагревается и происходит интенсивный теплообмен на границе раздела сопловая вставка из УУКМ - корпус из П-5-2М (поз. 10) [1].



**Рис. 22.** Основные элементы поворотного регулятора расхода маршевого топлива стоящих в потоке продуктов газогенерации, где:

10 - корпус регулятора из стеклотекстолита П-5-2М; 14 - сопловая вставка (сопла подачи продуктов газогенерации) из УУКМ

Для создания термостойкой и отгаливающей поверхности для К-фазы разработана системы теплозащиты для деталей поворотного регулятора расхода продуктов газогенерации (сопловые вставки, заслонки) и регулятора с центральным телом (центральное тело, сопловой вкладыш) в виде напыляемых керамических или керамоподобных элементов из карбид или нитрид кремния  $\text{SiC}$ ,  $\text{Si}_3\text{N}_4$  на поверхность в виде покрытия или в объем деталей КРПД-Т из углерод-углеродного композиционного материала

(УУКМ). Также разработана теплозащита с усовершенствованной технологией изготовления: УУКМ марки "МКУ" на основе стержней из углеродной нити диаметром 0,7 мм с четырехнаправленной схемой армирования, уплотненный графитированной пеко-коксовой матрицей, с карбидокремниевым покрытием толщиной  $100\div 250$  мкм, наносимым тройным силицированием (рис. 23) на поверхности деталей РРТ по следующей схеме: жидкофазное силицирование поверхности детали с образованием поверхностного подслоя SiC; нанесение слоя пиролитического карбида кремния методом химического осаждения из газовой фазы метилсилана; повторное жидкофазное силицирование УУКМ.



**Рис.23.** Микроструктура карбидокремниевого покрытия SiC, нанесенного тройным силицированием на детали регулятора из УУКМ марки "МКУ" (100 кратное увеличение), где:

1 - углеродная подложка; 2 - покрытие из карбида кремния

Данное карбидокремниевое покрытие, обладая относительно высокой твердостью по Бринеллю, обеспечивало защиту поверхности углеродной подложки от абразивного воздействия металлизированных компонентов продуктов газогенерации (табл.4) [3-5].

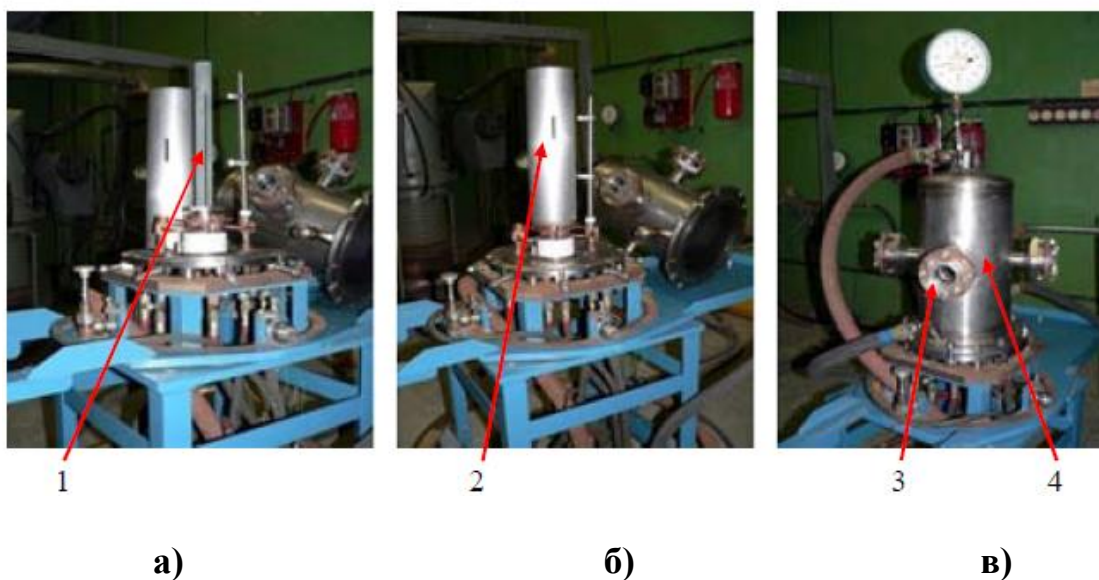
**Таблица 4**

Твердость различных материалов, применяющихся, как в конструкции регулятора, так и находящихся в потоке продуктов газогенерации

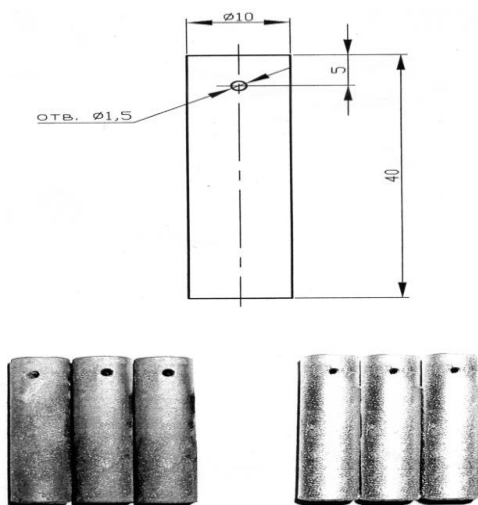
<b>Материал, применение</b>	<b>Твердость по Бринеллю, МПа</b>
Промышленный углерод (подложка)	150
Al (продукт сгорания)	200
MgO (продукт сгорания)	700
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (продукт сгорания)	21000
SiC (покрытие) для УУКМ	28000

На конструктивно-подобных образцах с системой теплозащиты из УУКМ с карбидокремниевым покрытием SiC были проведены высокотемпературные испытания на экспериментальной установке (рис. 24 а-в) с моделированием высокоинтенсивных тепловых потоков продуктов газогенерации, где нагревающий трубчатый нагреватель (рис. 24. а), в который помещается модельный образец, выполнен из УУКМ с карбидокремниевым покрытием SiC, а не из металла, что обеспечивает чистоту в высокотемпературных испытаниях модельных образцов из углеродсодержащих КМ (рис. 25). Для обеспечения высокоинтенсивных тепловых потоков нагреватель из УУКМ вставлялся в усовершенствованный токоподвод (рис. 26) [6], что позволило задавать высокие значения параметров теплового воздействия и получать высокие температуры,

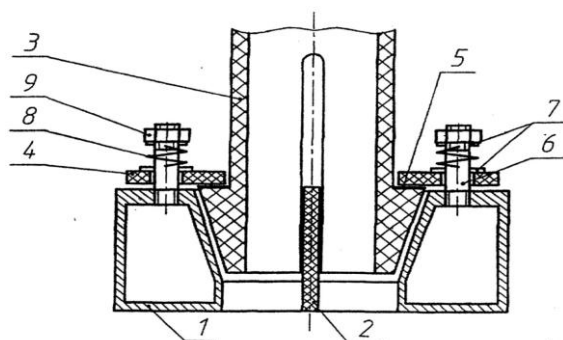
скорости нагрева (рис. 27; табл. 5), эквивалентные эксплуатационному нагреву.



**Рис. 24.** Фотографии стадии сборки экспериментальной установки по высокотемпературным испытаниям на стойкость системы теплозащиты к высокоинтенсивным тепловым потокам, где основные элементы, где:  
1 - нагреватель из УУКМ с покрытием SiC; 2 - экраны из молибденовой фольги с прорезью; 3 - смотровое окно для измерения температуры пирометром или тепловизором; 4 - рабочая камера

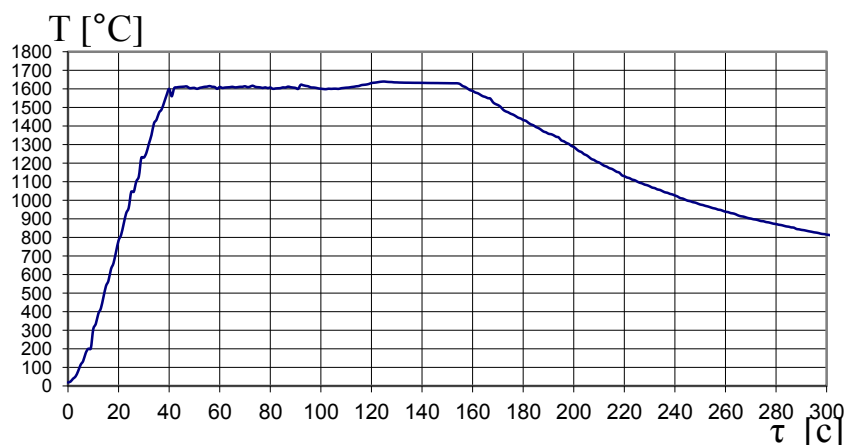


**Рис. 25.** Модельные образцы из углеродсодержащих КМ



**Рис. 26.** Токоподвод к нагревателю из углерод-углеродных КМ для обеспечения высокой скорости косвенного нагрева и получения высоких экспериментальных температур, где:

1 - токоподводящая водоохлаждаемая труба, выполненную в виде двух полуколец; 2 - распорная электроизолирующая пластина; 3 - нагреватель из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ); 4 - графитовые упоры; 5 - кольцевая площадка нагревателя; поджимной механизм: 6 - шпилька; 7 - шайба; 8 - пружина; 9 - поджимаемая гайка к нагревателю для обеспечения высокой скорости нагрева и получения высоких экспериментальных температур.



**Рис. 27.** Температурно-временная зависимость  $T(\tau)$  одного цикла теплового нагружения модельного образца из УУКМ типа C/Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>

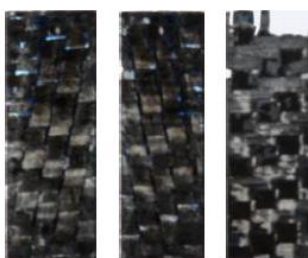
**Таблица 5**

Условия по высокотемпературным термоциклическим испытаниям

модельного образца из углеродсодержащих КМ

Ток I, [А]	Напряжение U, [В]	Температура T, [К]	P, [МПа]	Длительность выдержки на стационарном режиме $\tau$ , [с]	Общее время испытания
300	33	1870	До 12	120	300 сек

Модельный образец из УУКМ без соответствующей системы теплозащиты при воздействии высокоинтенсивного теплового потока подвергся разрушению на слои (рис. 28).



**Рис. 28.** Фото поверхности внутренних слоёв модельного образца из углеродсодержащего КМ без системы теплозащиты, разрушенного по плоскости расслоения, после одного высокотемпературного испытания

Модельный образец с системой теплозащиты УУКМ с объемным и поверхностным насыщением карбидом кремния при толщине покрытия SiC ~ 100 мкм (рис.29) выдержал десять циклов теплосилового нагружения при воздействии высокоинтенсивного теплового потока, где потеря массы



образца составила 0,01 г при массе образца до испытаний  $m_{обр} = 5,4134$  г, а после десяти испытаний:  $m_{обр} = 5,4124$  г.



**Рис. 29.** Фото передней, тыльной и профильной поверхностей модельного образца с системой теплозащиты из УУКМ с объемным и поверхностным насыщением карбидом кремния при толщине покрытия SiC ~ 100 мкм после десяти циклов нагружения

Для анализа величины термических напряжений в системе теплозащиты, в частности, на границе защитное карбидокремниевое покрытие - углеродная подложка, возникающих от высокоинтенсивного теплового потока, предложена эмпирическая зависимость, которая учитывает формы деталей «горячей частей» КРПД-Т:

$$\sigma_T = \frac{E_p E_{подл} \Delta T (\alpha_{подл} - \alpha_p)}{E_{подл} + 2E_p (\delta_p / \delta_{подл})}, \text{ где } \sigma_T \text{ [МПа]} - \text{ величина термических напряжений}$$

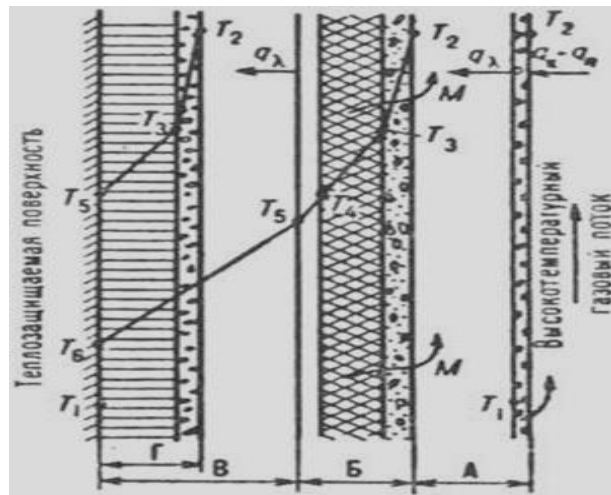
модельного образца в виде пластины или цилиндра при разности температур  $\Delta T$  [°C] получения  $T_{пол}$  [°C], которая известна из технологической схемы изготовления композитов, и испытания  $T_{исп}$  [°C];  $E_p$ ,  $E_{подл}$  [МПа] – модули упругости покрытия и углеродной подложки;  $\alpha_p$ ,  $\alpha_{подл}$  [град<sup>-1</sup>] – коэффициенты линейного термического расширения покрытия и углеродной

подложки;  $\delta_{п}$ ,  $\delta_{подл}$  [мм] – толщины защитного покрытия и углеродной подложки.

При  $E_{п} \approx E_{подл}$  и малой  $\delta_{п} / \delta_{подл} < 1$   $\sigma_T$  рассчитывается по упрощенной формуле:  $\sigma_T \approx E_{п} \Delta T (\alpha_{подл} - \alpha_{п})$ .

После испытания определяется масса модельного образца, и ее изменение (расход) во времени в результате уноса при воздействии теплового потока:  $\dot{m} = \frac{m_k - m_n}{S \cdot \Delta t}$ , где:  $m_n$  - начальная масса модельного образца до испытания;  $m_k$  - конечная масса модельного образца после испытания.

В работе разработка новой системы теплозащиты для КРПД-Т базировалась на основе предшествующей системы теплозащитных абляционных материалов, применяемых ранее в РДТТ (рис. 30) [7].



**Рис. 30.** Схема тепло- и массообмена в предшествующей системе

теплозащитных абляционных материалов, применяемых ранее в РДТТ, где: А - уносимый слой; Б - зона абляции; В - неизменный материал; Г - пример возможного достижения зоной Б теплозащитаемой стенки;  $q_k$  - конвективный тепловой поток к поверхности материала,  $q_r$  - радиац.

тепловой поток,  $q_\lambda$  - тепловой поток к защищаемой поверхности;  
T1-начальная температура; T2 - температура кипения; T3 - температура плавления; T4 - температура начала "коксования";  
T5 - температура начала термического разложения;  
T6 - температура теплозащищаемой стенки в момент времени, соответствующий указанному положению зоны Б; M - направление движения уносимой массы.

Также при разработке новой системы теплозащиты для конструкций КРПД-Т учитывалась зависимость, описывающая в общей форме унос (абляция) следующим классическим уравнением [7]:

$$q_k + q_R = G_\Sigma \Delta H_{пл} + \varepsilon \sigma T_w^4 + q_{вд} + G_w \Delta H_w + q_\lambda, \text{ где:}$$

$G_\Sigma$  - суммарный унос массы в результате пиролиза поверхности, выделения газообразных продуктов и стекания расплава;  $\Delta H_{пл}$  -энтальпия плавления;  
 $G_w$ -унос продуктов пиролиза;  $\Delta H_w$  - энтальпия физ.-хим. превращений;  
 $\varepsilon$  -коэф. черноты;  $\sigma$  - постоянная Стефана - Больцмана.

### **Выводы:**

Система теплозащиту теплонапряженных конструкций и деталей КРПД-Т создана с управляемым уносом массы из:

- внутренних и наружных эластичных ТЗП, где внутреннее ТЗП будет изготавливаться из материала марки "Искрин", а наружное ТЗП из материала сублимирующего типа на основе органических (хлорсульфированный полиэтилен, латексы) или кремнийорганических связующих с наполнителем

из пробки или фенольных, стеклянных, углеродных микросфер. В частности, наружное ТЗП планируется применить для решения проблемы снижения температуры нагрева (внешнего теплоподвода), возникающего от встречного аэродинамического потока на режиме Н до 20 км и М до 4, на клеевом шве по внутренней поверхности корпуса КРПД-Т. Крупный недостаток – высокая стоимость изготовления эластичного наружного ТЗП и эксплуатационное ограничение по толщине, рост которой влияет на повышение лобового сопротивления;

- высокотемпературных углеродных КМ, а также наносимых на их поверхность в качестве покрытия или в объеме керамических, керамоподобных компонентов. Данная система защита применялась в деталях регулятора расхода топлива из углерод-углеродных КМ в виде керамических покрытий из карбид кремния методом тройного силицирования (комбинированный метод силицирования), что позволило решить проблему обеспечения эрозионной, теплоэрозионной, теплехимической стойкости УУКМ в потоке продуктов газогенерации.

### **Библиографический список**

1. Сорокин В.А., Копылов А.В., Тихомиров М.А., Стирин Е.А., Логинов А.Н., Федоров Д.Ю., Валуй П.В. Построение системы теплозащиты из углеродных композиционных материалов с покрытиями для

теплонпряженных конструкций двигателей летательных аппаратов // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63029>

2. Стирин Е.А., Логинов А.Н., Тихомиров М.А. Математическое моделирование и расчет характеристик продуктов сгорания газогенератора комбинированного ракетно-прямоточного двигателя // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49307>

3. Михатулин Д.С., Полежаев Ю.В. Соотношение тепловой и эрозионной компонент при теплоэрозионном разрушении материалов в сверхзвуковом гетерогенном потоке // Материалы V Минского международного форума по тепло – и массообмену. Минск, 2004. Т. 1. С. 318-319.

4. Михайловский К.В., Тимофеев И.А., Резник С.В. Моделирование процессов химического осаждения и тепломассообмена на макро- и микроуровнях при газофазном методе получения деталей из углерод-керамических композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2011. № 1. С. 18-30.

5. Васильев В.В., Тарнопольский Ю.М. Композиционные материалы: Справочник. - М.: Машиностроение, 1990. - 512 с.

6. Баскаков В.Н., Копылов А.В., Семёнова А.Н. Токоподвод к нагревателю для высокотемпературных электронагревательных установок. Патент № 94102 РФ. Бюлл. № 13, 10.05.2010.

7. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. - М.: Энергия, 1976. – 392 с.