

ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ПО УЛУЧШЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ КАМЕР СГОРАНИЯ РЕМОНТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НК-16СТ

Постников А.М., Маркушин А.Н., Кочеров Е.П., Канунников И.П.
ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова», МОО «Поволжское отделение Российской инженерной академии», Самарский государственный аэрокосмический университет; г. Самара

Газотурбинный двигатель НК-16СТ мощностью $N = 16$ Мвт является одним из самых распространенных двигателей, используемых для привода нагнетателей газоперекачивающих агрегатов (ГПА) ОАО «ГАЗПРОМ». На конец 2002 г. их количество в эксплуатации превышало 800 штук, а объем газа, перекачиваемого ГПА-Ц-16, оценивается в 28 % от общего.

Известно, что ресурс газотурбинных двигателей определяется узлами «горячей» части газового тракта: камерой сгорания и турбиной. Известно также, что качество и стабильность температурного поля потока газов в камере и на входе в турбину обуславливают надежность этих узлов. При длительной работе камеры сгорания в составе ГПА на режимах близких к максимальным (2) проявляются дефекты, влияющие на формирование температурного поля, в частности коробление и эрозия фронтového устройства и кожухов жаровой трубы.

Конструкция камеры сгорания двигателя НК-16СТ представлена на рис. 1. При конвертации с авиационного двигателя на камеру было внедрено для работы на природном газе новое фронтное устройство ~ 32 относительно крупные вихревые горелки с заменяемыми форсунками вместо 139 микрофакельных горелок камеры – прототипа. При этом остальные элементы жаровой трубы остались неизменными.

Статистика по состоянию материальной части после длительной наработки показывает, что среди прочих имеются дефекты, приводящие к изменению температурных полей потока газов в первичной зоне камеры и на выходе:

- коробление и обгары раструбов диффузоров горелок;
- коробление наружного и внутреннего кожухов до и после карманов;
- распространение и поломка внутреннего кожуха за карманами.

Ремонтные работы не могут полностью устранить все дефекты, особенно коробления фронтной плиты, диффузоров горелок и кожухов. В результате камеры сгорания, прошедшие ремонт по одной документации, имеют нестабильные температурные поля.

На рис. 2 приведены результаты измерений температурных полей на 3-х камерах сгорания после ремонта. Видно, что поля имеют большой и недопустимый разброс показателей по радиальной эпюре, особенно по корневым поясам измерений.

Проведенные исследования показали, что на деталях жаровой трубы имеется большой градиент температур из-за неравномерности температурного поля и смещения максимума температур к внутренней стенке. В первичной зоне есть два фактора нестабильности и неравномерности температурных полей:

- распыл топлива шнековой форсункой;
- подача воздуха с боковых стенок при помощи отверстий, выполненных в «тонкой» стенке.

Схемы с закруткой топливного газа плохо поддаются регулировке, приводя в одних случаях к местному переобогащению зон циркуляции, а в других – к обеднению [1]. Поля скоростей потока в камере, полученные как при холодной продувке, так и при горении показывают, что в связи с малостью расхода топливного газа аэродинамическая структура потока в жаровой трубе практически не зависит от схемы раздачи газа. При любой схеме максимум тепловыделения расположен на границе активного потока и зоны рециркуляции. Однако уровень температуры пламени по окружности факела существенно зависит от способа подачи топлива.

Сплошная веерная струя из шнековой форсунки неустойчива к внешним воздействиям при флуктуациях воздушного потока (эффект «флаг на ветру»).

Замена шнековых форсунок на струйные (рис. 3) позволяет определенным образом направить топливные струи относительно потока воздуха и стенок диффузоров горелок. Угол в 90^0 , как показали экспериментальные исследования при поузловой доводке на автономном стенде, оказался оптимальным по сочетанию характеристик горения, теплового состояния стенок и температурного поля.

Коробление жаровой трубы приводит к изменению расхода и направления струй воздуха, подаваемого с боковых стенок в первичную зону. Для стабилизации и улучшения температурного поля, которое начинает формироваться в этой зоне, предложено на месте отверстий $\varnothing 12$ установить втулки $d_4 = 15$ (рис. 1, место А).

Расчет глубины проникновения струи воздуха в поток жаровой трубы выполнялся по формуле Лефевра [2]

$$y = 0,82 \cdot x^{0,33} \cdot d^{0,67} \frac{W_{\text{в}}}{W_{\text{пс}}} \cdot \frac{\rho_{\text{в}}^{0,5}}{\rho_{\text{пс}}^{0,5}} \cdot \sin \varphi,$$

где y – ордината оси струи на расстоянии x от точки входа струи в полость жаровой трубы;

$W_{\text{в}}, W_{\text{пс}}$ – соответственно скорости воздуха и продуктов сгорания в жаровой трубе;

$\rho_{\text{в}}, \rho_{\text{пс}}$ – соответствующие плотности струи и потока;

φ - угол входа струи в полость жаровой трубы относительно оси камеры сгорания.

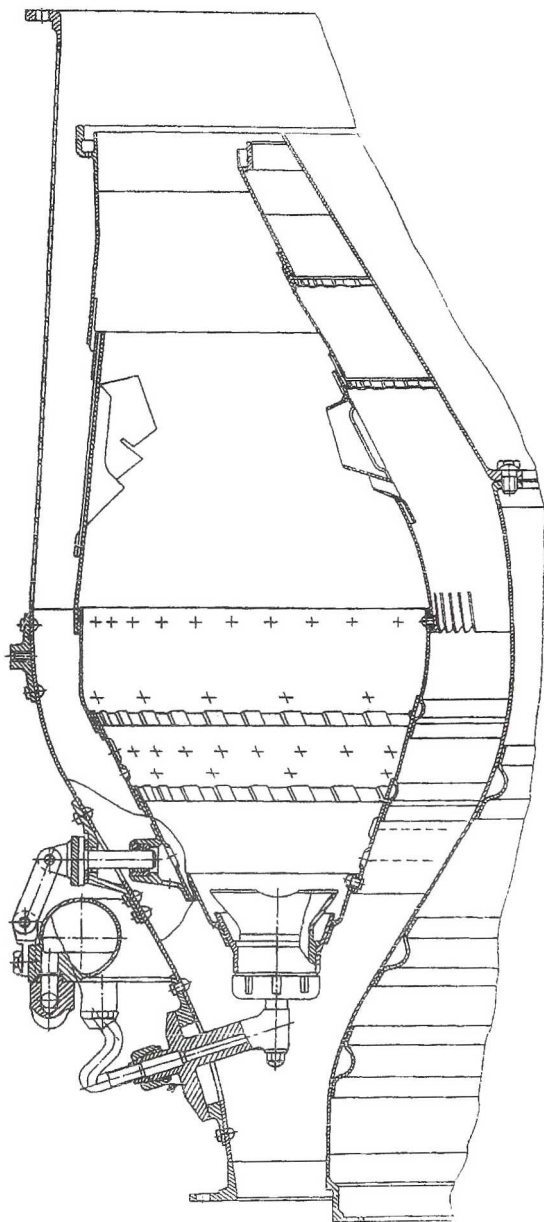


Рис. 1. Камера сгорания двигателя НК-16СТ

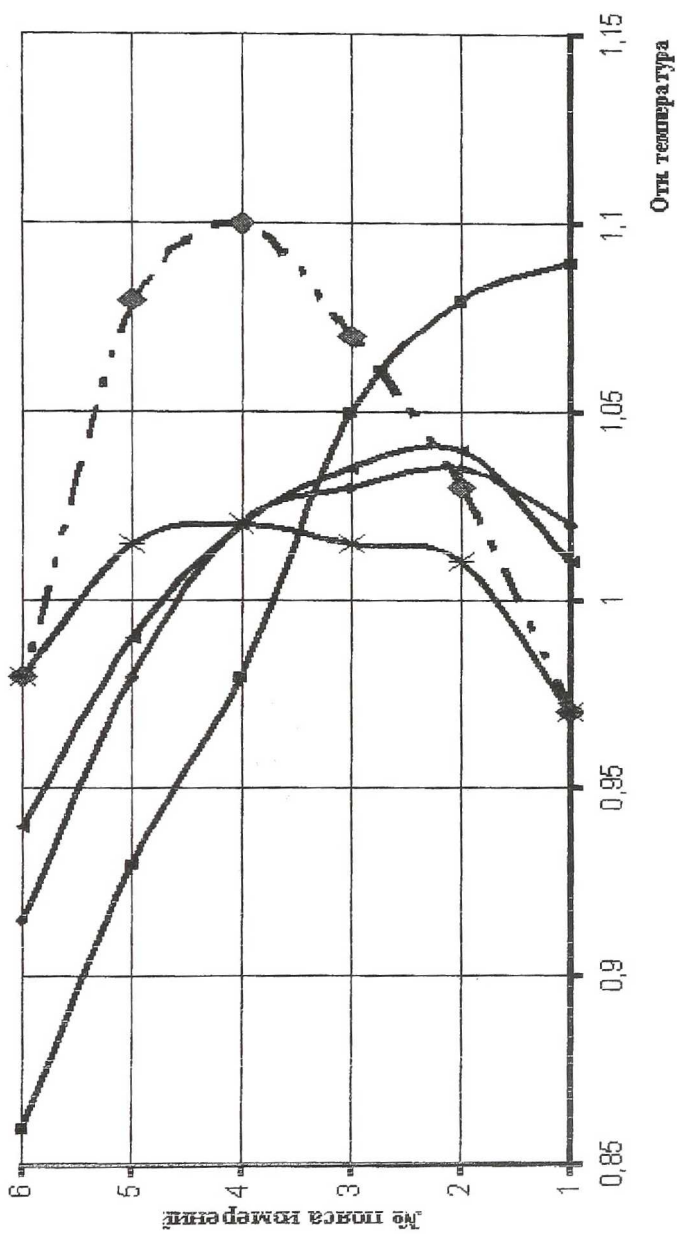


Рис. 2 Температурные пояса ремонных камер ст. отряды двигателя НК-16С1

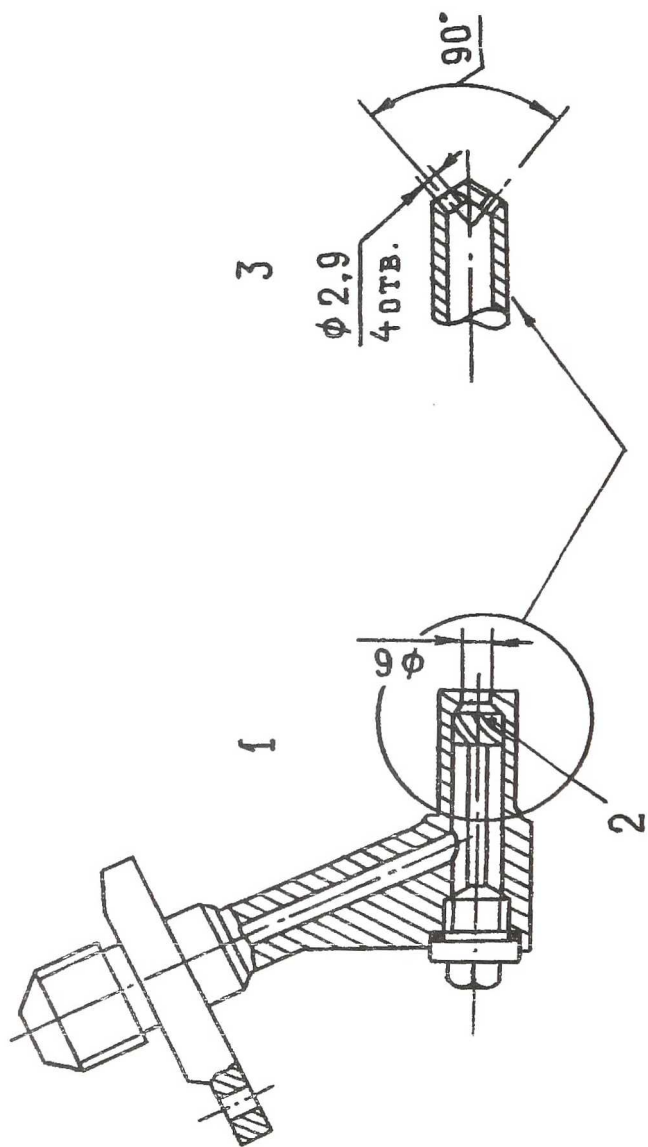


Рис. 3. Сравнение форсунок существующей и модернизированной камер:
 1 - топливная форсунка; 2 - шнек существующей форсунки; 3 - струйный распылитель модернизированной форсунки

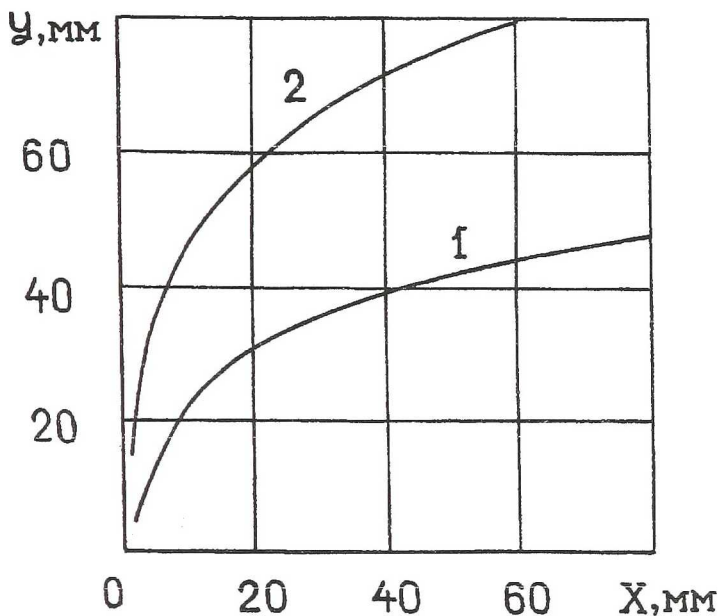


Рис. 4. Пробивная способность струй первичного воздуха:
 1 – из отверстий существующей жаровой трубы;
 2 – из втулок модернизированной камеры сгорания

Результаты расчетов представлены на графике рис. 4, из которого следует, что в варианте со втулкой $d_4 = 15$ глубина проникновения (пробиваемость) струи существенно выше, чем у исходного варианта. «Жесткие» струи более стабильны, что позволяет интенсифицировать процессы в первичной зоне, снизить температуру газов на 2-ом поясе измерений температурного поля, то есть в сечении ответственном за надежность лопаток рабочего колеса турбины.

Для снижения температуры газов в пристеночном слое с внутренней стороны тракта (у втулки) в 1-ом поясе измерений (см. рис. 2) был увеличен расход воздуха через щели охлаждения внутреннего кожуха за карманами (рис. 1, размер б). Размер щели был увеличен с 1 мм до 1,5 мм. Внедренный на камере сгорания комплекс перечисленных технических решений позволил обеспечить нужную эпюру температурного поля (рис. 2, кривая У-047 модиф).

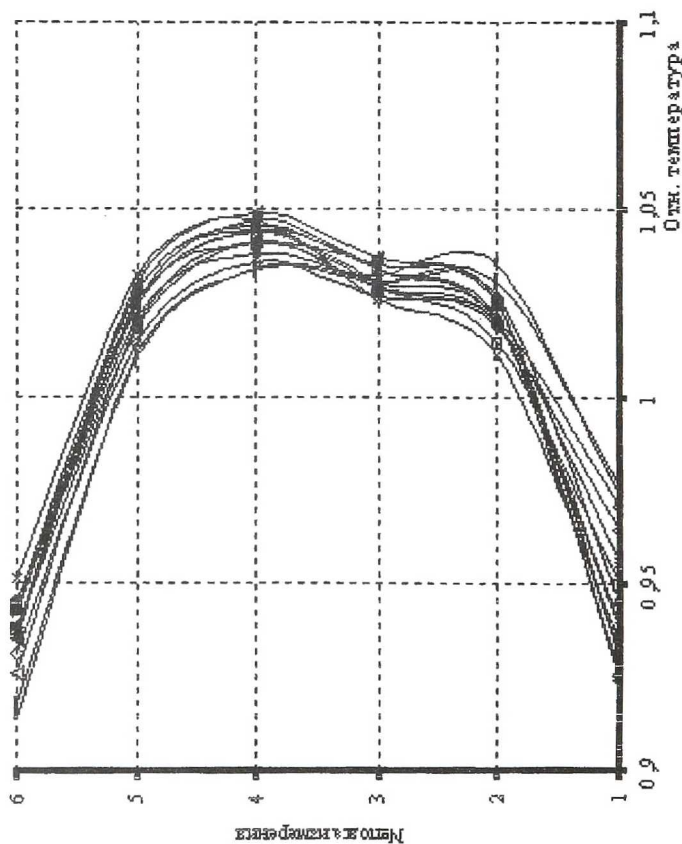


Рис. 5 Температурные поля калевр
стержней модерирующих на КМЛО.

—◆—	БК С №910044
—■—	БК С №880103
—▲—	БК С №910044
—*—	БК С №870082
—○—	БК С №890079
—+—	БК С №870082
—	БК С №146
—■—	БК С №950026
—◆—	БК С №870041
—□—	БК С №890056
—▲—	БК С №344
—*—	БК С №890064
—*—	БК С №00048
—◆—	БК С №880029

Ниже показаны результаты сравнительной оценки расчетного ресурса рабочей лопатки первой ступени турбины газогенератора при различной форме радиальных эпюр поля температур на выходе из камеры сгорания. Расчеты проведены по принятой в СНТК им. Н.Д. Кузнецова и согласованной с ЦИАМ методике. Режим $t_n = +15^{\circ}$, среднemasсовая температура газов перед турбиной $T_r^* = 1153\text{K}$. В таблице коэффициенты запаса прочности даны для ресурса 100000 часов.

	У-047 модернизирована	У-029	ТУ
Коэффициент запаса по напряжениям	1,85	1,04	1,36
Напряжение в сечении с минимальным запасом, кг/мм ²	13,51	16,01	13,51
Температура в этом сечении, °С	793	848	835
Расчетный ресурс, час	245324	3858	26753

Расчеты свидетельствуют о количественном повышении ресурса рабочей лопатки в связи с изменением формы радиальной эпюры. Ресурс рабочей лопатки не ограничивает ресурс двигателя.

Рассмотренные технические решения в настоящее время внедрены на ремонтных камерах сгорания двигателей НК-16СТ. Проверка температурных полей показала их исключительную стабильность (рис. 5). Двигатели с модернизированными камерами сгорания работают на ГПА без дефектов по «горячим» узлам. Лидерная камера (У-047) отработала в составе двигателя на ГПА станции «Сызранская» более 6000 часов. Последующая дефектация не выявила никаких замечаний по кожухам жаровой трубы и деталям турбины.

Список литературы

1. Христин В.А. и др. Исследования камер сгорания, работающих на газообразном топливе.- Известия вузов, Энергетика № 11, 1987.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД.- М.:Мир, 1986.