

УДК 621.452.3.03:621.438-71

К.С. ЕПИФАНОВ, А. САФИ

*Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## ОХЛАЖДЕНИЕ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ ПАРОВОЗДУШНОЙ СМЕСЬЮ

*В современных газотурбинных двигателях температура рабочего тела существенно превышает рабочую температуру материала лопаток. Поэтому для обеспечения работоспособности лопаток используется система воздушного охлаждения. Одним из способов повышения ее эффективности является применение впрыска воды. Это позволяет снизить температуру охладителя и повысить интенсивность теплоотдачи в каналах охлаждения. Рассмотрен пример системы внутреннего охлаждения рабочей лопатки турбины высокого давления, который показал, что применение впрыска воды на взлетном режиме позволяет уменьшить отбор воздуха на охлаждение на 60% при сохранении ресурса лопатки, что обеспечит уменьшение удельного расхода топлива на 0,7%.*

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, рабочая лопатка, система охлаждения, теплообмен, прочность, ресурс.

В современных газотурбинных двигателях температура рабочего тела превышает рабочую температуру материала лопаток. Поэтому для обеспечения работоспособности лопаток используется система воздушного охлаждения. Отбор воздуха для охлаждения деталей ГТД существенно сказывается на тяге и расходе топлива двигателя. При отсутствии устройства, регулирующего расход охлаждающего воздуха, количество отбираемого воздуха рассчитано на работу на взлетном режиме и избыточно для остальных режимов работы.

Предлагается оснастить систему воздушного охлаждения турбины высокого давления подсистемой впрыска воды. При испарении воды температура полученной паровоздушной смеси понижается. Снижение температуры охлаждающей среды позволит уменьшить отбор воздуха в систему охлаждения до достаточного для номинального режима работы без впрыска пара (воды). Как следует из зависимостей для влажного воздуха, приведенных в работе [1], температуру воздуха после испарения впрыснутой в него воды можно определить по формуле

$$T_{см} = \frac{i_{возд} \frac{1}{d+1} + i_{вод} \frac{d}{d+1} - d \cdot r}{c_{рвозд} + d \cdot c_{рп}}, \quad (1)$$

где  $i_{возд}$  – удельная энтальпия сухого воздуха;  $i_{вод}$  – удельная энтальпия воды;  $d$  – абсолютная влажность паровоздушной смеси;  $r$  – скрытая теплота парообразования воды при 0 °С;  $c_{рп}$  – удельная теплоемкость сухого воздуха при постоянном давлении;  $c_{рп}$  – удельная теплоемкость водяного пара при постоянном давлении.

На рис. 1 изображено изменение температуры паровоздушной смеси в зависимости от доли пара в полученной паровоздушной смеси. Из рисунка видно, что добавка 5% воды в воздух уменьшает его температуру примерно на 150 °С.

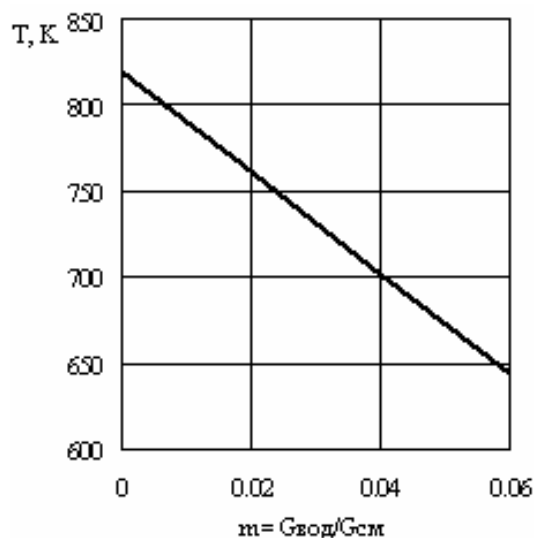


Рис. 1. Изменение температуры воздуха при впрыске воды

Для более подробной оценки использовались расчеты лопатки на прочность на взлетном и номинальном режиме работы. В качестве примера рассмотрена лопатка рабочего колеса (РК) турбины высокого давления (ТВД) двигателя с тягой 120 кН. Поперечное сечение охлаждаемой лопатки и схема движения охлаждающего воздуха в ней изображены на рис. 2. Как видно из рисунка, используется конвективно-петлевое охлаждение.

Основные исходные данные для расчета приведены в табл. 1. Методика расчетов приведена в работе [2].

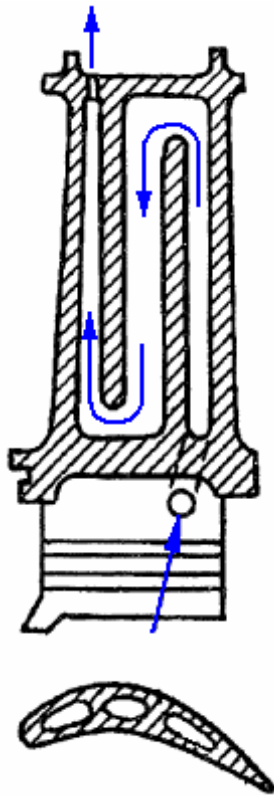


Рис. 2. Петлевое движение потока во внутренних каналах

Результаты анализа термонапряженного состояния охлаждаемой лопатки на взлетном и номинальном режиме изображены на рис. 3,а. На рисунке приведено температурное поле в среднем сечении лопатки и диаграмма, точки на которой соответ-

вуют температуре и эквивалентному напряжению в различных точках сечения, а линия – пределу прочности для материала лопатки в зависимости от температуры.

Как следует из рисунка, минимальный запас прочности без учета ползучести на взлетном режиме составляет 1,157, а на номинальном режиме - 2,483. Точка лопатки, на взлетном режиме имеющая минимальный запас прочности, расположена на выходной кромке со стороны спинки. Коэффициенты запаса прочности на номинальном режиме избыточны, и имеется возможность за счет снижения коэффициентов запаса прочности до допустимого значения уменьшить отбор воздуха на охлаждение.

Из рис. 3, а также видны неиспользованные возможности по увеличению минимального запаса прочности рабочей лопатки. Подняв температуру хвостовика лопатки и тем самым уменьшив температурный градиент по выходной кромке, можно уменьшить температурные напряжения.

В ходе оптимизации термонапряженного состояния рабочей лопатки турбины был уменьшен расход воздуха в каналах охлаждения. Это имитировалось пропорциональным уменьшением коэффициентов теплоотдачи в каналах. В результате удалось поднять минимальное значение коэффициента запаса прочности на взлетном до уровня 1,664 и в номинальном - до 1,666. Результаты представлены на рис. 3, б.

Для различного количества впрыскиваемой воды при условии постоянства запаса прочности подбирался необходимый отбор воздуха на охлаждение. Пример результатов расчета представлен на рис. 4.

Полученная зависимость расхода воздуха на охлаждение лопатки со впрыском воды при постоянном коэффициенте запаса прочности приведена на рис. 5.

Таблица 1

Исходные данные

	Взлетный режим	Номинальный режим
Температура торможения в относительном движении перед рабочим колесом $T_{w1}^*$ , К	1330	1271
Давление на входе в РК $P_1^*$ , МПа	1,43	1,3651
Давление на выходе из РК $P_2^*$ , МПа	0,78	0,7446
относительная скорость на входе в РК $W_1$ , м/с	261,9	234
относительная скорость на выходе из РК $W_2$ , м/с	461,5	413
Температура торможения за компрессором $T_{к}^*$ , К	695,8	661
Расход газа через газогенератор $G_G$ , кг/с	38,06	37,505
Отбор воздуха на охлаждение $\bar{G}_{охл}$ , %	4,0	-
Частота вращения турбины $n_{рвд}$ , об/мин	10700	10450
Интенсивность газовых сил в окружном направлении $P_{\Delta}$ , Н/м	5672	5614
Интенсивность газовых сил в осевом направлении $P_U$ , Н/м	5609	5560

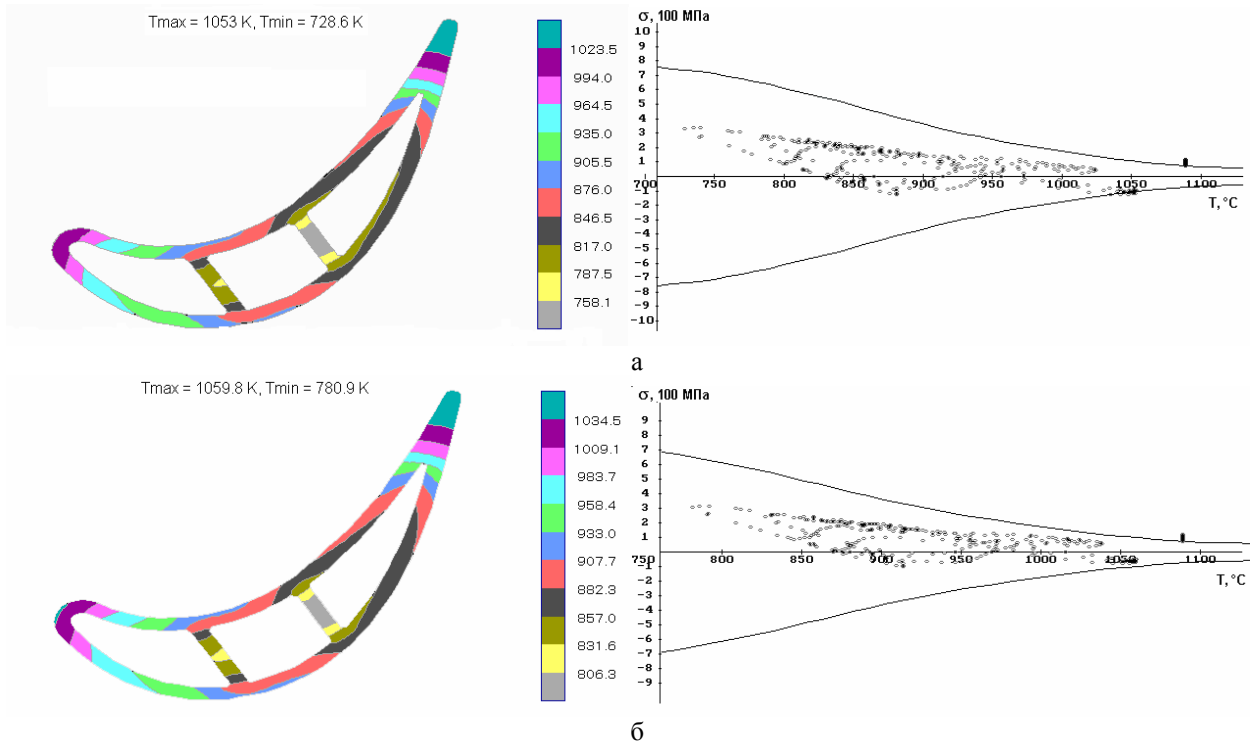


Рис. 3. Температурное поле и диаграмма “Т –  $\sigma$ ” в среднем сечении лопатки на взлетном режиме: а – предварительный расчет; б – уточненный расчет

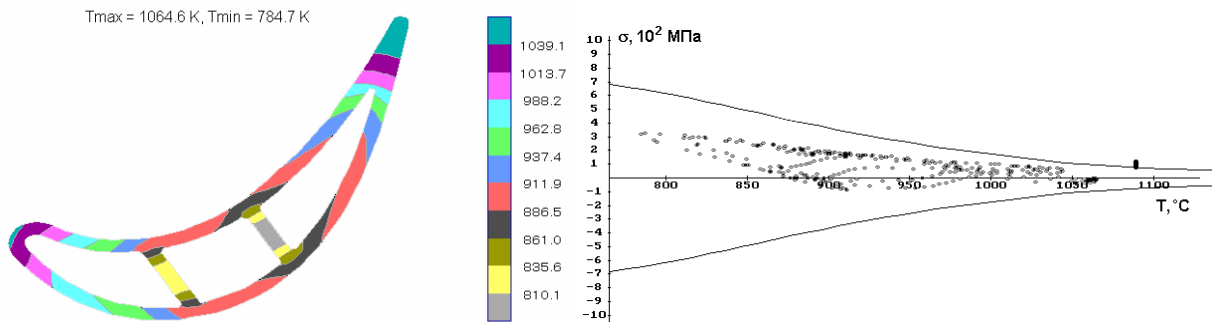


Рис. 4. Температурное поле и диаграмма “Т –  $\sigma$ ” в среднем сечении лопатки на взлетном режиме при добавке 6,4% воды в охлаждающий воздух

Как видно из рисунка, впрыск 6,4% воды по-

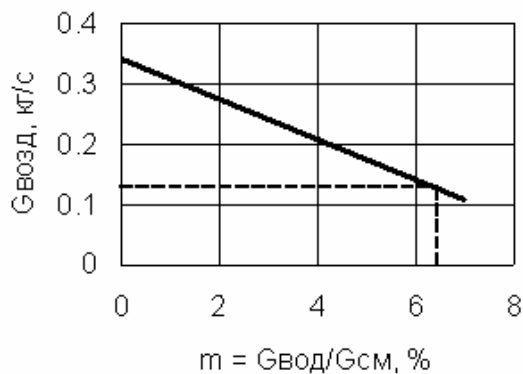


Рис. 5. Изменение расхода воздуха и воды на охлаждение лопатки при постоянном значении минимального запаса прочности

зволяет уменьшить отбор воздуха на охлаждение на 61% на взлетном режиме при сохранении ресурса лопатки. При этом расход воды на охлаждение составит 32,4 кг/ч. За 10 мин работы двигателя на взлетном режиме в одном полете необходимо использовать 5,4 кг воды, так как впрыск воды требуется только при работе на режимах выше номинального.

Для оценки влияния применения впрыска воды в охлаждающий воздух на эффективность двигателя воспользуемся полученным в работе [3, стр. 301] результатом: коэффициент влияния отбора воздуха на охлаждение рабочей лопатки ТВД на удельный расход топлива составляет 1,4. В рассмотренном выше примере уменьшение отборов воздуха на охлаждение турбины на 61% увеличивает расход воз-

духа через газогенератор на 0,5%, что обеспечивает уменьшение расхода топлива на 0,7%.

Проведенное расчетно-аналитическое исследование показало, что применение впрыска пара для уменьшения температуры воздуха, отбираемого для охлаждения лопаток ТВД, может быть целесообразным. Так, в данном случае расчеты показывают, что установка системы впрыска на ТРДД с тягой 120 кН позволит за счет впрыска 6,4% воды уменьшить отбор воздуха на охлаждение на 61% на взлетном режиме при сохранении ресурса лопатки, что обеспечит уменьшение расхода топлива более чем на 0,7%. При этом за один полет будет израсходовано всего 5,4 кг воды. Это позволяет считать впрыск

воды в систему охлаждения перспективным направлением модернизации авиационных ГТД.

## Литература

1. Кириллин В.А. *Техническая термодинамика* / В.А. Кириллин, В.В. Сычев, А.Е. Шейндлин. – М.: Энергия, 1974. – 448 с.
2. Олейник А.В. *Расчет теплового и термонапряженного состояния охлаждаемых лопаток турбин* / А.В. Олейник, С.Ю. Шарков. – Х.: Харьк. Авиаци. ин-т, 1995. – 61 с.
3. Черкез А.Я. *Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений* / А.Я. Черкез. – М.: Машиностроение, 1975. – 380 с.

Поступила в редакцию 8.06.2011

**Рецензент:** канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники И.И. Петухов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

## ОХОЛОЖДЕННЯ ТУРБИНИ ВИСОКОГО ТИСКУ НА ЗЛІТНОМУ РЕЖИМІ ПАРОВОПІВІТРЯНОЮ СУМІШШЮ

*К.С. Єпіфанов, А. Сафі*

В сучасних газотурбінних двигунах температура робочого тіла істотно перевищує робочу температуру матеріалу лопаток. Тому для забезпечення працездатності лопаток використовується система повітряного охолодження. Одним із способів підвищення її ефективності є застосування вприскування води. Це дозволяє знизити температуру охолоджувача і підвищити інтенсивність тепловіддачі в каналах охолодження. Розглянуто приклад системи внутрішнього конвективного охолодження робочої лопатки турбіни високого тиску, який показав, що застосування вприскування води на злітному режимі дозволяє зменшити відбір повітря на охолодження на 60% при збереженні ресурсу лопатки, що забезпечить зменшення питомої витрати палива на 0,7%.

**Ключові слова:** турбіна високого тиску, система охолодження.

## THE COOLING OF HIGH PRESSURE TURBINE BY AIR-STEAM MIXTURE AT TAKE-OFF

*K.S. Yepifanov, A. Safi*

In modern gas turbine engines the working fluid temperature exceeds the operating temperature of the blade materials. Therefore, to ensure blade performance is used air-cooling system. Water injection is a one way of increasing cooling efficiency. This reduces coolant temperature and increase the heat transfer rate in cooling channels. An example of the high pressure turbine working blades internal convective cooling showed that the use of water injection on takeoff will reduce the cooling air selection by 60% while while blade resource maintaining that provide a reduction in fuel consumption by 0.7%.

**Key words:** high pressure turbine, cooling system.

**Єпіфанов Константин Сергеевич** – канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph@ic.kharkov.ua.

**Сафи Амин** – студент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.