

УДК 621.45.037

**Канд. техн. наук Д. В. Павленко<sup>1</sup>, Я. В. Двирник<sup>2</sup>**<sup>1</sup>Запорожский национальный технический университет, <sup>2</sup>АО «Мотор Сич»; г. Запорожье

## **ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗНАШИВАНИЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ВЕРТОЛЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭКСПЛУАТИРУЮЩИХСЯ В УСЛОВИЯХ ЗАПЫЛЕННОЙ АТМОСФЕРЫ**

*Приведены результаты исследования износа пера лопаток компрессора турбовальных двигателей, работающих в условиях запыленной атмосферы. Установлены основные закономерности износа пера лопаток различных ступеней компрессора в зависимости от времени наработки двигателя в эксплуатации.*

**Ключевые слова:** компрессор, лопатка, износ, ГТД, газообразивный, наработка, статистика, эксплуатация.

К надежности современных газотурбинных двигателей (ГТД) в процессе эксплуатации предъявляются высокие требования. Основными узлами, определяющими характеристики ГТД (газодинамические, геометрические, весовые, экономичности, технологичности, надежности и др.), являются компрессоры и турбины [1]. В свою очередь, на газодинамические характеристики двигателей и надежность их работы, принципиальное влияние оказывает конструктивные и технологические особенности рабочих лопаток [2]. Учитывая особые условия рабочих лопаток в эксплуатации, их конструкция претерпевает изменения, связанные с износом и повреждениями пера. Повреждаемость отдельных рабочих лопаток и лопаточных венцов оказывает существенное влияние на такие характеристики ГТД как расход топлива, устойчивость работы, затраты на техническое обслуживание и систему технического обслуживания в целом [3, 4], а также безопасность полетов летательного аппарата.

Многие фирмы и научно-исследовательские организации проводят широкомасштабные работы по анализу повреждаемости рабочих лопаток и установлению факторов, оказывающих отрицательное влияние на характеристики различных узлов двигателей. Например, в работе [5], были установлены такие наиболее часто встречающиеся повреждения рабочих лопаток компрессора, характерные для большинства типов газотурбинных двигателей, как выработка наружных торцов при трении рабочих лопаток о корпус, эрозия передней кромки рабочих лопаток, повреждение посторонними предметами рабочих (изменение формы передней и задней кромок), загрязнение рабочих лопаток и увеличение шероховатости поверхности пера.

Одним из подвидов авиационной техники, подвергаемой максимально жестким условиям

эксплуатации, являются вертолеты. Вертолетные двигатели (ТВаД) являются специфическим видом техники, так как должны сохранять длительную работоспособность в тяжелых условиях эксплуатации. Вертолеты характеризуются способностью совершать взлеты и посадки с использованием неподготовленных взлетно-посадочных площадок, а также зависать вблизи земной поверхности. Данные особенности эксплуатации характеризуются большой степенью запыленности окружающей среды (рис. 1). Такие условия окружающей среды образуются вследствие воздействия струи воздуха, отбрасываемого лопастью несущего винта вертолета в направлении земли. Продолжительность работы вертолетов в условиях запыленной атмосферы составляет около 15...25 % от ресурсной наработки [6]. При этом основным видом повреждением рабочих лопаток компрессора турбовальных двигателей, используемых в конструкции вертолетов, является газообразивный износ пера [7, 8].

В процессе газообразивного износа геометрия пера лопаток компрессора изменяется, что помимо изменения собственных частот колебания, приводящих к резонансным разрушающим явлениям, вызывает уменьшение газодинамической устойчивости двигателя, которое в последующем приводит к появлению срыва потока и помажу. В современных двигателях, оборудованных эффективными системами автоматического управления, уменьшение геометрии лопаток компрессора приводит к уменьшению степени сжатия воздуха за компрессором до определенного допустимого значения, после которого система управления дает команду на увеличение частоты вращения ротора для достижения требуемой величины степени сжатия. Повышение частоты вращения ротора достигается за счет увеличения по-

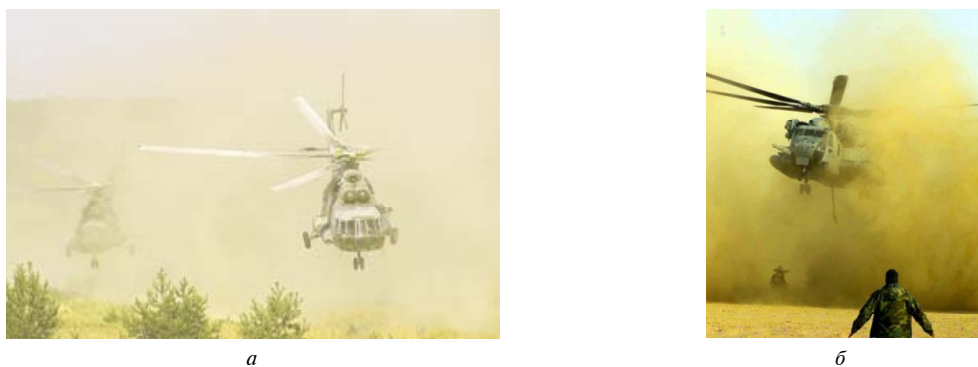


Рис. 1. Эксплуатация вертолета вблизи земной поверхности (а) и посадка в условиях запылённой атмосферы (б)

дачи топлива в камеру сгорания, что соответственно приводит к росту температуры перед турбиной компрессора. Дальнейший процесс износа компрессора приводит к выходу из строя двигателя вследствие заброса температуры перед турбиной газогенератора, превышения максимально-допустимой физической частоты вращения ротора, а также срыва потока на лопатках компрессора, что в свою очередь незамедлительно приводит к появлению помпажа.

Как показано на рис. 1, вертолеты эксплуатируются в жестких условиях запыленной атмосферы. Среднее время работы двигателя, снятого по причине эрозионного износа лопаток компрессора, составляет порядка 300 часов. Данный опыт эксплуатации выявил реальную проблему влияния пыли и песка на работоспособность газотурбинных двигателей [8]. Так, например, при использовании вертолета Ми-8 в ходе военной компании на среднем востоке американскими военными летчиками, время работы двигателя до съема по причине износа компрессора не превышало 200...400 часов. При использовании вертолета Ми-8 в Республике Алжир, время работы двигателя до съема по причине износа компрессора не превышало  $600 \pm 50$  часов. Применение пылезащитных устройств позволяет увеличить ресурс работы двигателя, однако не решает проблему газоабразивного изнашивания пера лопаток [10].

В настоящее время большинство типов двигателей эксплуатируются по достижению назначенного ресурса, т.е. определенного количества часов наработки и циклов. Однако ориентация производителей двигателей на современные требования в области авиационной безопасности, увеличения конкурентоспособности и понижению жизненного цикла изделия вынуждают их переходить на эксплуатацию техники по техническому состоянию [11]. Данная стратегия эксплуатации по состоянию подразумевает отсутствие назначенного ресурса изделия и принятие решения об отстранении двигателя от эксплуатации по контролю определенных установленных (критических) параметров. Для ее эффективной ре-

ализации необходимо разработка технологий моделирования потока в компрессоре с учетом особенностей геометрии элементов его проточной части [12, 13], что в свою очередь невозможно без установления основных закономерностей их изнашивания.

Изучение закономерности изнашивания и определение факторов, влияющих на данный процесс, является неотъемлемой составляющей в процессе выработки практических решений и рекомендаций как производителю, так и эксплуатирующим организациям с целью увеличения ресурса двигателя и уменьшения затрат на его обслуживание. В литературе имеются данные о закономерностях изнашивания пера рабочих лопаток компрессора турбореактивных двухконтурных двигателей [14, 15], однако данные о закономерностях изнашивания турбовальных двигателей, работающих в условиях запыленной атмосферы, весьма ограничены.

Изучение статистических данных относительно характера газоабразивного износа позволит определить основные (критические) элементы конструкции компрессора, такие как ступени компрессора, определенные сечения профиля лопатки, приводящих к ухудшению рабочих параметров, и отстранению двигателя от дальнейшей эксплуатации.

В свою очередь определение лимитирующих элементов конструкции позволит уменьшить число факторов, влияющих на основные газодинамические и прочностные характеристики компрессора в процессе его изнашивания. Это позволит сократить как временные, так и вычислительные ресурсы для расчета предельного состояния компрессора и дальнейшей выработки четких рекомендаций по определению остаточного ресурса двигателя.

В связи с этим целью настоящей работы являлось установление основных закономерностей изнашивания пера рабочих лопаток компрессора вертолетных двигателей в процессе эксплуатации. Основными задачами для достижения поставленной цели являлись разработка методики

и оценка геометрии пера лопаток различных ступеней компрессора после наработки в эксплуатации, установление основных закономерностей изнашивания геометрии пера с учетом конструктивных особенностей компрессора и наработки в эксплуатации.

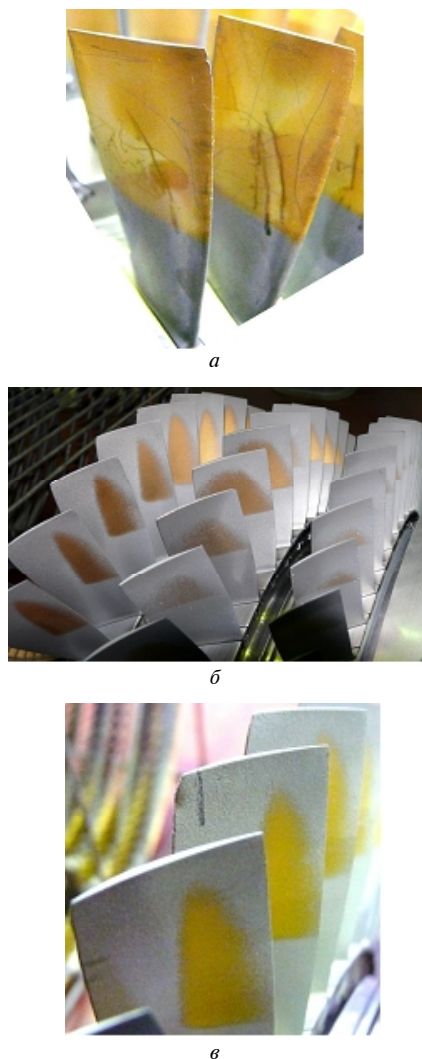
В качестве объекта исследования, как силовой установки эксплуатируемой в агрессивной запыленной атмосфере, был выбран вертолетный газотурбинный (турбовальный) авиационный двигатель семейства ТВ3-117. Установленные на вертолетах Ми-8, работающих непосредственно в регионах с большим содержанием песка и пыли (абразивных частиц), они наилучшим образом подходят для изучения проблемы газоабразивного износа лопаток компрессора ГТД. Исследованные лопатки были демонтированы с компрессора двигателей, которые эксплуатировались в условиях запыленной атмосферы (Республика Алжир), и имели различную наработку. Двигатели были отстранены от эксплуатации по причинам износа хорды рабочей лопатки компрессора первой ступени в периферийной части превышающего 2 мм, а также выхода рабочих параметров двигателя, таких как частота вращения газогенератора и температура перед турбиной компрессора, за допустимые пределы.

Учитывая принципиальную разницу в составе пылевоздушной смеси попадающей в компрессор двигателя при его эксплуатации с применением на входе в воздухозаборник пылезащитного устройства с учетом особенностей его установки, исследовали лопатки компрессоров, двигатели которых имели наработку равную  $400 \pm 50$  и  $600 \pm 50$  часам.

Компрессор исследуемого двигателя осевой, двенадцатиступенчатый, высоконапорный, с поворотными лопатками входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых четырех ступеней, с двумя клапанами перепуска воздуха из-за VII ступени компрессора. Поворот лопаток направляющих аппаратов зависит от приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора и служит для улучшения запуска двигателя, обеспечения высокого коэффициента полезного действия и запаса газодинамической устойчивости в широком диапазоне режимов работы двигателя. Устойчивость работы компрессора в процессе запуска и работы на пониженных режимах обеспечивается также клапанами перепуска воздуха. Сжатие воздуха в компрессоре сопровождается ростом его давления и температуры и для исследуемого двигателя на выходе составляет 0,96 МПа и 337 °С соответственно [16]. Концентрация пыли ( $\mu$ ) для вертолетов оснащенных двигателями указанного типа согласно работы [8] составляет вблизи втулки несущего винта  $0,05 \dots 0,20$  г/м<sup>3</sup> у вертолета, работающе-

го «на привязи» на уровня земли и вблизи нее,  $0,20 \dots 0,25$  г/м<sup>3</sup> при полетах над ВПП на высотах 35 м со скоростью 15 км/ч; и  $0,05 \dots 0,10$  г/м<sup>3</sup> при полетах над ВПП на высотах 10...100 м со скоростями от 15 до 150 км/ч.

Учитывая условия работы, наибольшему износу в процессе эксплуатации подвержены рабочие лопатки ротора компрессора (рис. 2).



**Рис. 2.** Ротор осевого компрессора турбовального двигателя ТВ3-117 после эксплуатации в районе большой концентрации абразивных частиц и пыли. (а) лопатки с наличием забои на входной кромке, (б) и (в) износом защитного покрытия NiTi

Рабочие лопатки являются одними из высоконагруженных элементами ротора компрессора. В процессе эксплуатации они подвержены воздействию аэродинамических и центробежных сил, сравнительно высоких температур и вибраций. Рабочие лопатки изготавливаются из прутка титанового сплава ВТ-8 путем периодической прокатки с последующим вальцеванием пера и механической обработкой хвостовика. По конструк-

ции рабочие лопатки компрессора ТВЗ-117 можно разделить на 2 группы: лопатки I–III ступеней, которые имеют перо и хвостовик; лопатки IV–XII ступеней, имеющие перо, бандажную полку и хвостовик. Перо всех лопаток конструктивно выполнено в виде тонкого изогнутого симметричного профиля. Для снижения массы, напряжений от центробежных сил и нагрузок на ротор толщина и хорда профиля по длине лопатки уменьшаются от корневого сечения к периферии. Количество рабочих лопаток в зависимости от ступени компрессора приведено в табл. 1.

С учетом большого количества лопаток для которых требовалось оценить изменение геометрии в процессе эксплуатации, применяли разработанный способ измерения геометрии пера в различных сечениях, основанный на обработке цифрового фотоизображения пера (рис. 3).

Оценку геометрии лопаток выполняли путем фотографирования профиля пера под определенным углом на специальном приспособлении. Угол расположения выбрали таким образом, что ось ординат конструкторской системы координат соответствовала вертикальной оси штатива, а ось абсцисс лежала в горизонтальной плоскости.

В связи со сложной трехмерной формой профиля, а также круткой пера по высоте лопатки, невозможно найти такое положение в пространстве, которое позволило бы без угловой погрешности определить износ хорды каждого из сечений лишь по одному снимку. В связи с этим в качестве пространственного расположения использовалась конструкторская система координат, при которой ось абсцисс в наименьшей степени отклоняется от хорд всех профилей. Погрешность измерения компенсировалась с учетом фактического угла отклонения соответствующей хорды профиля от оси абсцисс конструкторской систе-

мы координат лопатки. Адекватность методики измерения была установлена путем контроля тестовой лопаток каждой из ступеней по технологии анализа изображения пера и метрологическим контролем величины хорды.

Процесс измерения выполняли путем наложения стеки номинального профиля пера на сфотографированную лопатку, предварительно приведенными к одному масштабу. Далее в CAD системе с помощью соответствующих инструментов проводили замеры величины износа хорды пера в соответствующем сечении (рис. 3, б, в). Точность измерения отклонения профиля изношенной лопатки от номинальной составила 1/100 мм.

В эксплуатации возможно судить о работоспособности компрессора только по состоянию его рабочей лопатки первой ступени. Для этого, при помощи специального приспособления производится замер величины хорды на периферии рабочей лопатки I ступени компрессора. Нормативной документацией предусмотрено отстранение двигателя от эксплуатации в случае уменьшения длины хорды на 2 мм и более. Дальнейшая оценка и дефектация лопаток компрессора производится на предприятии путем разборки двигателя и последующего разлопчивания компрессора.

Для уменьшения газоабразивного износа газозооного тракта двигателя, в настоящее время они эксплуатируются с пылезащитными устройствами. Основным условием правильного использования пылезащитных устройств, предназначенных для очистки воздуха, поступающего в двигатель от пыли во время руления, взлета и посадки вертолета на песчаных аэродромах и запыленных площадках с целью уменьшения абразивного износа элементов его проточной части, является его подключение к системе эжекции, которая позволяет удалять пыль и песок из

Таблица 1 – Количество рабочих лопаток в ступенях компрессора двигателя ТВЗ-117

№ ступени	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII
Количество лопаток	37	43	59	67	73	81	89	89	89	89	89	89

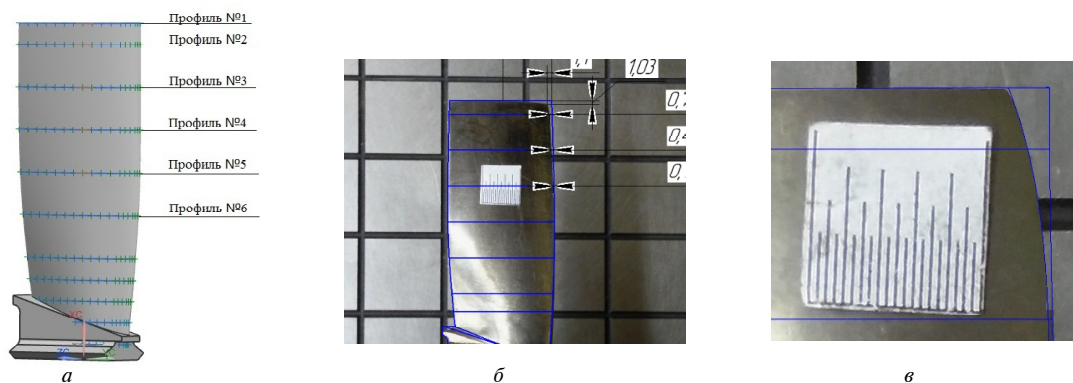


Рис. 3. Сечения, контролируемые на пере лопаток компрессора (а) и схема измерения хорды пера лопаток (б, в)



сепараторов в атмосферу за счет использования воздуха, отбираемого от компрессора. Однако зачастую эксплуатирующие организации пренебрегают правильностью подключения ПЗУ, это приводит к тому, что абразивные частицы не удаляются в окружающую среду, а забив проходные сечения сепаратора поступают непосредственно в газо-воздушный тракт двигателя. В этом случае условия работы двигателя аналогичны условиям его эксплуатации без ПЗУ. Неправильная работа ПЗУ приводит к тому, что износ хорды рабочей лопатки первой ступени компрессора превысит допустимое значение за меньшее время наработки и, следовательно, двигатель будет отстранен от эксплуатации. Однако характер износа последующих ступеней не изменится, так как они работают приблизительно в одинаковых условиях (измельченного абразива), а досрочный сьем двигателя по причине износа первой ступени приведет к меньшей величине износа лопаток последующих ступеней.

Результаты измерений профиля пера первых 4-х сечений пера, на которых были заметны следы газоабразивного износа в области входной кромки, подвергались статистической обработке.

Выполняли оценку соответствия экспериментальной выборки закону нормального распределения и исключения выбросов. Удовлетворительное соответствие выборки исследованных лопаток закону нормального распределения (рис. 4) позволило применять методы математической статистики для установления взаимосвязей между износом лопаток компрессора различных ступеней.

В результате исследования было выявлено, что износ рабочих лопаток происходит в периферийной половине профиля пера, причем в первых трех ступенях износ лопаток происходит преимущественно на входной кромке, в то время как на последующих ступенях изнашиваются обе кромки лопатки, практически в равной степени (рис. 5).

Результаты статистической обработки величины износа пера лопаток в различных сечениях, полученные при исследовании 20-ти двигателей эксплуатировавшихся в схожих условиях, позволили установить, что для всех ступеней компрессора наблюдается идентичная закономерность изнашивания (рис. 6, а), Максимальному износу подвержены периферийные сечения, минимальному – сечения, расположенные ближе к хвосто-

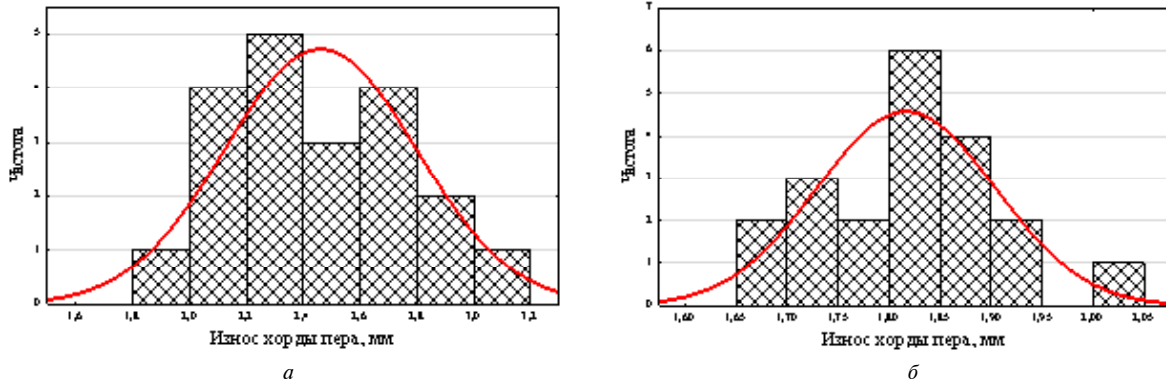


Рис. 4. Гистограммы распределения экспериментальных выборок износа хорды пера лопаток для I (а) и VI (б) ступеней компрессора после наработки 400 ч



Рис. 5. Общий вид неравномерного износа пера лопаток (а) и ротора компрессора (б) турбовального двигателя после эксплуатации в условиях запыленной атмосферы

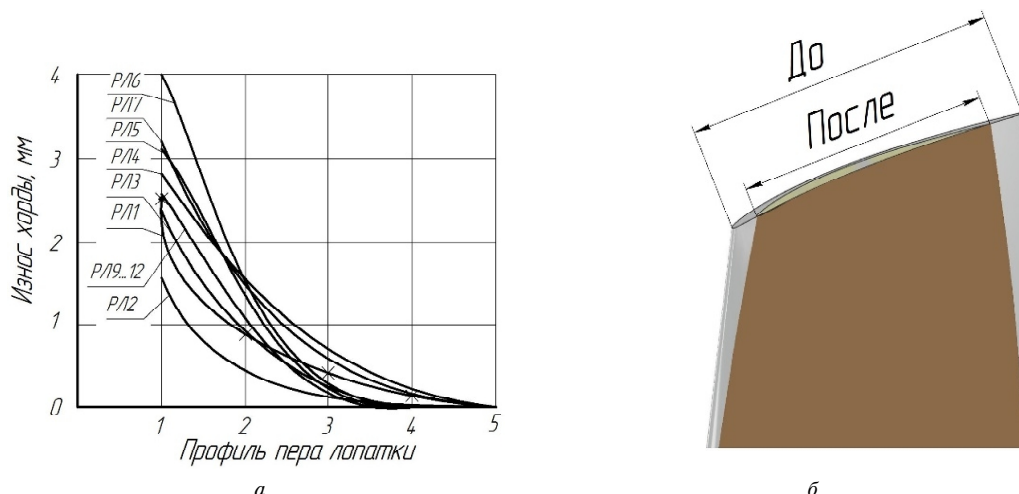


Рис. 6. Зависимости износа исследованных сечений пера лопаток для различных ступеней компрессора (а) и общий вид износа лопаток компрессора (б)

вику. Наблюдаемая закономерность может объясняться как увеличением окружной скорости по мере удаления от хвостовика лопаток, так и наличием центробежной силы, откидывающая абразивные частицы ближе к периферии. Таким образом, установленная закономерность изнашивания по высоте лопаток ротора позволяет сделать вывод о возможности получения информации о степени износа пера для всех ступеней по величине износа хорды периферийного сечения.

Статистический анализ результатов измерения пера лопаток компрессора, которые в процессе эксплуатации подвергались газоабразивному износу показал, что уменьшение хорды пера проявляется только в периферийной части лопаток, на уровне верхней трети пера (рис. 6, б). Следовательно, для оценки величины износа лопатки, целесообразно производить замер хорды в периферийном сечении ( $A_{II}$ ).

Анализ величины износа пера лопаток по ступеням компрессора позволил выявить закономерности, вызванные конструктивными особенностями компрессора. Установлено, что между величиной износа пера лопаток II-XII ступеней существуют тесные корреляционные связи ( $R > 0,9$ ), что является следствием однородности процессов, приводящих к изнашиванию. Аналогичное значение коэффициента корреляции для лопаток первой ступени не превышает 0,4. Из рис. 7 видно, что максимальному износу подвергаются лопатки первой и шестой ступеней компрессора. При этом характер повреждения лопаток указанных ступеней разный.

Так, визуальный анализ рабочих лопаток компрессора также показал, что лопатки I ступени имеют забоины и следы газоабразивного износа на передней кромке и в торцевой части. Это связано с тем, что входная кромка рабочей лопатки

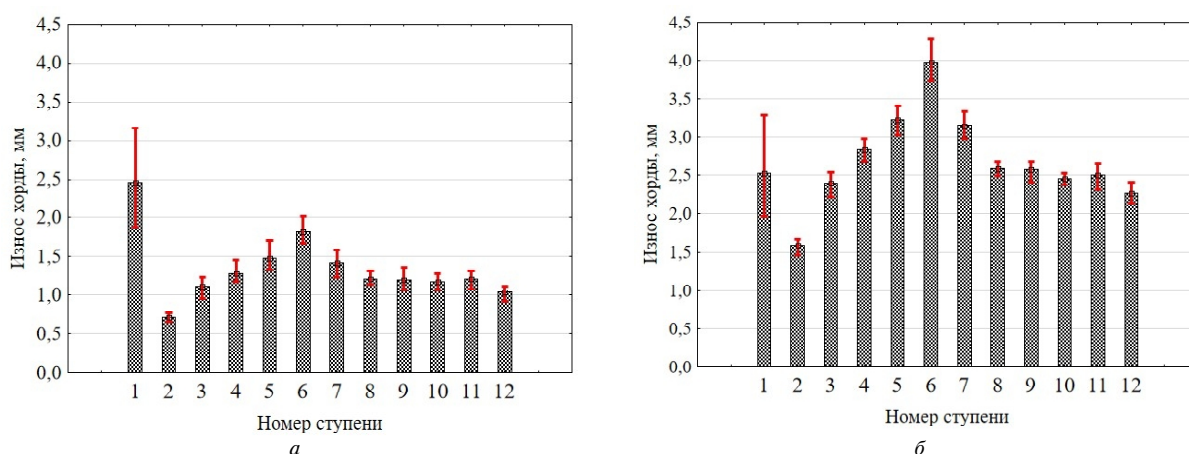


Рис. 7. Гистограмма износа хорды периферии рабочих лопаток компрессора по ступеням (среднее значение износа), а – двигатели с наработкой  $400 \pm 50$  часов; б – двигатели с наработкой  $600 \pm 50$  часов

первой ступени компрессора контактирует с крупными абразивными частицами с последующим их измельчением. На всех лопатках компрессора также наблюдался интенсивный износ защитного покрытия NiT (рис. 2). Лопатки I-IV ступеней имели основной износ по входным кромкам и корыте пера. Рабочие лопатки V-XII ступеней имели износ входных, выходных кромок и торцевой части пера.

Установленные закономерности изнашивания могут объясняться тем, что крупнодисперсные абразивные частицы сталкиваются с входными кромками рабочих лопаток первой ступени компрессора, измельчаются, и вместе с потоком воздуха движутся в направлении следующих ступеней. В связи с тем, что первая ступень имеет контакт с относительно крупными частицами, она подвергается большему износу. Начиная со второй ступени износ хорды лопаток значительно меньше, но имеет нарастающий характер вплоть до VI, VII ступеней компрессора. Данный эффект связан с тем, что лопатки последующей ступени имеют меньшую толщину профиля ( $C_{\max}$ ) по сравнению с предыдущей, а объем абразивных частиц, который воздействует на них, остается постоянным. Также лопатки каждой последующей ступени компрессора работают при повышенной, относительно предыдущей ступени, температуре, что приводит к снижению способности материала сопротивляться изнашиванию.

Лопатки с VIII по XII ступеней имеют значительно меньший по сравнению с VI, VII и практически одинаковый износ по ступеням. Это связано с тем, что после VII ступени компрессора находится ресивер для отбора воздуха к клапану перепуска воздуха (рис. 8).

При работе двигателя на пониженных режимах (малый газ и правая коррекция) на земле, соответственно в условиях максимальной вероятности попадания песка и пыли в газо-воздушный тракт, часть песка вместе с воздухом отбрасывается из компрессора и через клапан перепуска воздуха (КПВ) сбрасывается в атмосферу. Соответственно в последующие ступени попадает меньше абразивных частиц, что приводит к меньшему износу пера лопаток. Так как размер лопаток с VIII по XII ступени изменяется с меньшим инкрементом, то и интенсивность износа по ступеням имеет меньшую величину по сравнению с первыми ступенями. Несмотря на то, что КПВ

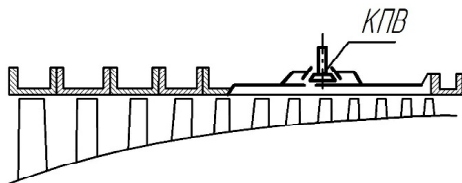


Рис. 8. Схема газо-воздушного тракта компрессора турбовального двигателя, КПВ – клапан перепуска воздуха

находится за VII ступенью компрессора, наибольший износ хорды пера имеют лопатки VI ступени. Это связано с тем, что выходная кромка лопаток данных ступеней изнашивается со стороны спинки, следовательно, в процессе работы компрессора с открытыми КПВ, меняется характер потока на спинке лопатки VII ступени компрессора, происходит отрыв потока от задней кромки в следствии уменьшения скорости потока, и абразивные частицы в меньшей степени изнашивают выходную кромку лопаток.

Наличие на входе в двигатель пылезащитного устройства оказывает существенно влияние на износ пера лопаток первой ступени, однако не приводит к изменению общих закономерностей изнашивания по ступеням компрессора (рис. 7). Снижение интенсивности изнашивания лопаток первой ступени при наличии ПЗУ объясняется исключением попадания в газо-воздушный тракт крупных абразивных частиц, способствующих разрушению входной кромки лопаток.

Учитывая наличие тесной корреляционной связи между величиной износа лопаток II-XII ступеней становится возможным оценка износа каждой лопатки на основании регрессионных уравнений. При этом в качестве независимой переменной использовалась величина износа хорды периферии лопатки VI ступени. Такой выбор объясняется тем, что, несмотря на очевидные преимущества использования в процессе эксплуатации двигателя, для прогнозирования износа лопаток всех ступеней, данные о износе пера лопаток первой ступени, которые являются наиболее доступные с точки зрения контроля без его съема и разборки, величина износа хорды лопатки первой ступени плохо коррелируют с износом лопаток всего компрессора. Это связано с особыми условиями работы лопаток первой ступени на которые оказывают такие факторы как наличие ПЗУ, химический и фракционный состав абразивной пыли, интенсивность попадания летательного аппарата в пылевую среду и т.д. В тоже время лопатки II-VI и VII-XII ступеней компрессора работают в относительно одинаковых условиях и в меньшей степени подвержены влиянию внешних факторов эксплуатации двигателя.

Закономерности износа пера лопаток II-V и VII-XII ступеней компрессора от величины износа пера лопатки VI ступени компрессора хорошо аппроксимируются линейными зависимостями (рис. 9) вида:

$$C^i = k_i \cdot C^{VI} + b_i, \quad (1)$$

где  $i$  – номер ступени компрессора;

$C^i$  – хорды пера лопаток  $i$ -й ступени компрессора в периферийном сечении, мм;

$C^{VI}$  – хорда пера лопаток VI ступени компрессора в периферийном сечении, мм.

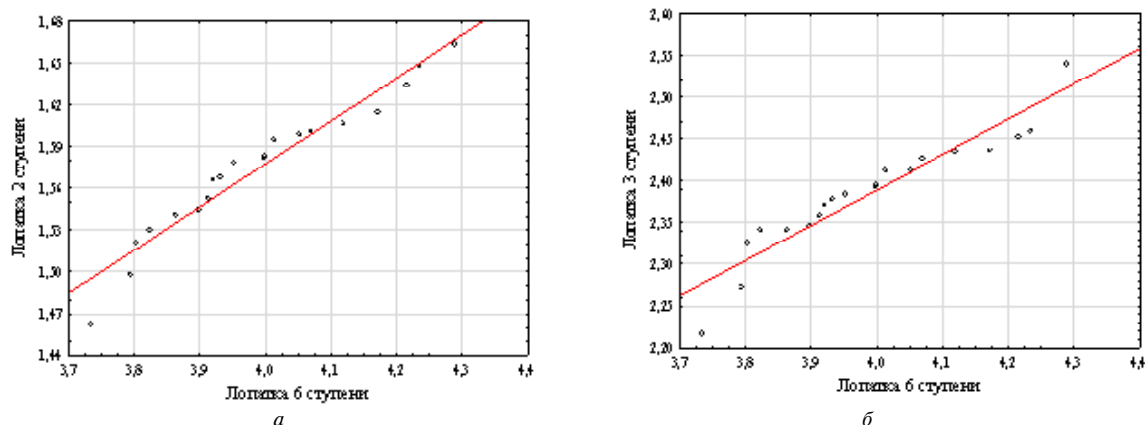


Рис. 9. Графики зависимостей хорд лопаток II (а) и III (б) ступеней от хорды лопатки VI ступени компрессора

Для установления закономерностей изнашивания лопаток компрессора, в зависимости от времени наработки двигателя, были проведены исследования по определению интенсивности износа лопатки шестой ступени компрессора при эксплуатации в особо агрессивных пыльных условиях. Для изучения процесса износа проводился замер хорды периферийного сечения профиля рабочей лопатки компрессора шестой ступени двигателей, поступивших на капитальный ремонт с учетом их различной наработки в эксплуатации. График зависимости величины износа хорды лопатки шестой ступени компрессора от времени наработки показан на рис. 10. Регрессионный анализ позволил установить, что оценку величины износа хорды пера лопатки шестой ступени от времени наработки двигателя в эксплуатации возможно выполнять с использованием полинома:

$$C_{\max}^{VI} = 7,5 \cdot 10^{-6} \cdot t^2 + 0,02 \cdot t, \quad (2)$$

где  $C_{\max}^{VI}$  – размер хорды пера лопатки VI ступени в периферийном сечении, мм;

$t$  – время наработки двигателя в эксплуатации, ч.

С учетом установленных зависимостей изнашивания пера лопаток II–XII ступеней от величины износа лопаток VI ступени (1), зависимость

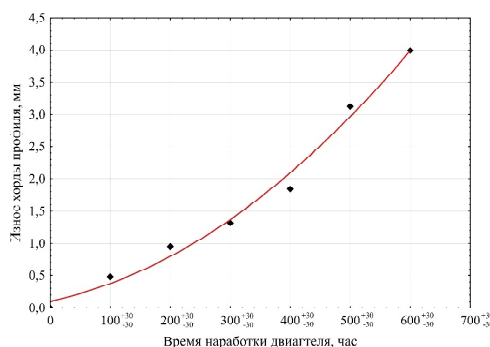


Рис. 10. График зависимости износа периферии пера лопаток VI ступени компрессора от времени наработки двигателя в эксплуатации

ти износа пера лопаток различных ступеней от времени наработки двигателя имеют вид:

$$C_{\max}^i = a^i \cdot t^2 + b^i \cdot t + c^i, \quad (3)$$

где  $i$  – номер ступени компрессора;

$C_{\max}^i$  – размеры хорды пера лопаток  $i$ -й ступени компрессора в периферийном сечении, мм;

$a, b, c$  – эмпирические коэффициенты.

Значения коэффициентов уравнения (3) для различных ступеней компрессора приведены в табл. 2.

Таблица 2 – Коэффициенты уравнения (3) для лопаток различных ступеней компрессора

Номер ступени	Эмпирические коэффициенты		
	$a \cdot 10^{-6}$	$b \cdot 10^{-3}$	$c$
II	2,335	6,2	0,345
III	3,150	8,4	0,7
IV	4,050	10,8	0,68
V	4,875	13,0	0,66
VI	4,650	12,4	0,67
VII	2,625	7,0	1,18
X	3,150	8,4	0,9
X	1,875	5,0	1,45
XI	4,350	11,6	0,17
XII	3,900	10,4	0,18



Зависимость величины хорды лопаток первой ступени, учитывая их особые условия работы и, в связи с этим, слабую корреляционную связь с износом лопаток шестой степени компрессора, от времени наработки двигателя в эксплуатации, получена по результатам статистической обработки выборок лопаток после эксплуатации:

$$C_{\max}^I = 2,88 \cdot 10^{-7} \cdot t^2 + 0,0031 \cdot t. \quad (4)$$

Таким образом, в результате исследования геометрии пера рабочих лопаток различных ступеней компрессора турбовальных двигателей, длительное время эксплуатирувавшихся в условиях запыленной атмосферы, установлены основные закономерности износа пера лопаток:

1. Износ пера лопаток всех ступеней компрессора происходит равномерно. Максимальный износ наблюдается для периферийного сечения, минимальный — для сечений вблизи хвостовика лопаток.

2. Максимальный износ наблюдается для пера лопаток I и VI ступеней компрессора, что связано с разрушением абразивных частиц при соударении с входной кромкой лопаток I ступени и наличием ресивера за VI ступенью компрессора.

3. Величина износа пера лопаток II–XII ступеней компрессора коррелирует с износом лопаток шестой ступени и может быть оценена при помощи установленных закономерностей.

4. Установлено, что зависимость величины износа пера лопаток компрессора от времени наработки двигателя в условиях запыленной атмосферы имеет квадратичную форму.

Установленные закономерности изнашивания пера лопаток всех ступеней компрессора вертолетных двигателей, эксплуатируемых в условиях запыленной атмосферы, могут быть использованы при прогнозировании состояния пера лопаток в зависимости от наработки двигателя в эксплуатации, что позволит выполнить имитационное моделирование движения потока в проточной части и оценить предельное состояние лопаток и ресурс компрессора с точки зрения газодинамической и вибросейсмической устойчивости.

#### Список литературы

1. Казанджан П. К. Теория авиационных двигателей: Теория лопаточных машин / Казанджан П. К., Тихонов Н. Д. — М.: Машиностроение, 1995. — 320 с.
2. Относительное изменение термогазодинамических параметров проточной части ТРДДФСМ после ремонта по выработке ресурса / [Х. С. Гумеров, Б. Р. Абдуллин, В. П. Алаторцев и др.] // Вестник УГАТУ. — 2009. — Т. 12. — №2(31). — С. 43–50.
3. ГОСТ 18322-78 (СТ СЭВ 5151-85) Система технического обслуживания и ремонта техники. Термины и определения. — М.: Изд-во стандартов, 1986. — 14 с.
4. Смирнов Н. Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов / Смирнов Н. Н. — М.: Транспорт, 1989. — 423 с.
5. Реферативная научно-техническая информация ЦИАМ.
6. Добряков Ю. И. На земле пыль есть! Проблемы разработки эффективного вертолетного ГТД / Ю. И. Добряков // Двигатель. — 2009. — № 2. — 4 с.
7. Erosion and fatigue behavior of coated titanium alloys for gas turbine engine compressor applications Milton Levy, et al // Army Materials and Mechanics Research Center Watertown, Massachusetts, February 1976. — 21 p.
8. Гинзбург Л. Е. Исследование запыленности воздуха вблизи вертолетов Ми-1 и Ми-4 в эксплуатационных условиях / Гинзбург Л. Е., Никитин Е. И. // Вертолетные газотурбинные двигатели. — М.: Машиностроение. — 1966. — С. 145–162.
9. Кривошеев И. А. Разработка метода параметрической диагностики состояния лопаток в ГТД и ГТУ с использованием технологии имитационного моделирования / И. А. Кривошеев // Нефтегазовое дело. — 2012. — № 5. — С. 375–383.
10. Гишваров А. С. Исследование эффективности пылезащитных устройств вертолетных газотурбинных двигателей / А. С. Гишваров, Р. Р. Аитов, А. М. Айтумбетов // Вестник УГАТУ. — 2015. — Т. 19, № 2 (68). — С. 100–110.
11. Руководство по технической эксплуатации двигателя ТВ3-117 Книга 1. — 616 с.
12. Двирник Я. В. Методика моделирования течения потока в осевом компрессоре ГТД численным методом / Я. В. Двирник, Д. В. Павленко // Вестник двигателестроения — 2014. — №1. — С. 34–40.
13. Двирник Я. В. Трехмерное моделирование течения потока в проточной части многоступенчатого осевого компрессора ГТД / Я. В. Двирник, Д. В. Павленко // Теоретические и прикладные проблемы создания авиационных двигателей и энергетических установок: Тезисы докладов. Международная научно-техническая конференция. АО «Мотор Сич». Запорожье, 2014. — С. 24–25.
14. Влияние длительной эксплуатации авиационных ВРД на вибросейсмические характеристики рабочих лопаток компрессора / [В. А. Богуслаев, О. Н. Бабенко, Д. В. Павленко и др.] // Вестник двигателестроения — 2007. — № 2. — С. 54–60.
15. Прогнозирование и увеличение ресурса лопаток компрессора авиационных ВРД техно-

- логическими методами / [Богуслаев В.А., Кореньский Е.Я., Павленко Д.В., Бабенко О.Н.] // Упрочняющие технологии и покрытия. – 2007. – №9. – С. 29–33.
16. Богданов А. Д. Турбовальный двигатель / Богданов А.Д., Калинин Н.П., Кривко А.И. – ТВЗ-117ВМ. – 2000. – 392 с.
17. Руководство по технической эксплуатации вертолета Ми-17, Книга 2 – Планер, 1999. – 345 с.

Поступила в редакцию 22.03.2016

**Павленко Д.В., Двірник Я.В. Закономірності зношування робочих лопаток компресора вертолітних двигунів, що експлуатуються в умовах запиленої атмосфери**

*Наведено результати дослідження зносу пера лопаток компресора турбовальних двигунів, що працюють в умовах запиленої атмосфери. Встановлено основні закономірності зносу пера лопаток різних ступенів компресора в залежності від часу напрацювання двигуна в експлуатації.*

**Ключові слова:** компресор, лопатка, знос, ГТД, газобразивний, напрацювання, статистика, експлуатація.

**Pavlenko D., Dvirnyk Ya. The laws of wear of the compressor rotor blades of the helicopter engines that are operated under the dust conditions**

*The results of the research of compressor blades wear of turboshaft engines operated under the dust conditions are shown. The basic laws of the dimension wear of the blades of different compressor stages depending on the engine operating time are stated.*

**Key words:** compressor, blade, wear, gte, gas-abrasive, operating time, statistics, operation.