

УДК 629.5.03-843.8

ББК 74.5

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ТРДД

Юрий Андреевич Караваев

кандидат технических наук, доцент

**Иркутский филиал Московского государственного
технического университета гражданской авиации**

Иркутск, Россия

karavaev.50@bk.ru

Сергей Альбертович Ходацкий

кандидат технических наук, доцент

**Иркутский филиал Московского государственного
технического университета гражданской авиации**

Иркутск, Россия

sergeixodatski.kafedra@mail.ru

В статье сформулированы общие подходы к формированию методики оценки остаточного ресурса длительно эксплуатируемых ТРДД на самолетах Гражданской Авиации с учетом реальных условий эксплуатации. На примере авиационного двигателя Д-436-148 со штатной программой управления

$$\pi_k^* = const$$

выполнен анализ влияния величины радиальных зазоров в газовой турбине на темп истощения ресурса модуля ТРДД – газовой турбины. В качестве параметра, определяющего темп истощения ресурса газовой турбины, предлагается использовать долю повреждаемости рабочей лопатки на взлетном режиме.

Ключевые слова: ресурс газотурбинного двигателя, радиальные зазоры в газовой турбине, долговечность рабочих лопаток, ползучесть.

UDK 629.5.03-843.8

BBK 74.5

IMPROVING THE ESTIMATION PROCEDURE OF THE RESIDUAL OPERATION LIFE OF A BYPASS TURBOJET

YUrij Andreevich Karavaev

Candidate of Technical Sciences, associate professor

Moscow State Technical University of Civil Aviation

Irkutsk Branch

Irkutsk, Russia

karavaev.50@bk.ru

Sergej Al'bertovich Hodackij

Candidate of Technical Sciences, associate professor

Moscow State Technical University of Civil Aviation

Irkutsk Branch

Irkutsk, Russia

sergeixodatski.kafedra@mail.ru

The article presents general approaches to forming an estimation procedure of the residual operation life of the bypass turbojets operated on civil aircraft for long periods of time by taking actual operating conditions into account. With the example of D-436-148 aircraft engine having the standard control program

$$\pi_K^* = const$$

the authors analyze how the size of turbine-blade tip clearances influences the rate of exhaustion of a bypass turbojet module – the gas turbine. A fraction of moving blade

damage on takeoff is proposed to be used as a parameter defining the rate of exhaustion of the gas turbine.

Key words: gas-turbine engine lifetime, turbine-blade tip clearances, durability of moving blades, creep.

Наиболее существенное влияние на долговечность элементов и узлов авиационных ГТД оказывают внешние условия окружающей среды, а также условия летной эксплуатации. В частности, при низких температурах наружного воздуха значительно ухудшаются условия работы ГТД на переходных режимах. При запуске и изменении режимов работы двигателя возможна потеря газодинамической устойчивости компрессора, недопустимое повышение температуры газов за турбиной.

При высоких температурах наружного воздуха возникают повышенные термодинамические нагрузки в горячих элементах двигателя (камеры сгорания и газовой турбины), ухудшаются условия охлаждения масла при работе двигателей на земле.

Наработка двигателей в пределах заданного ресурса на взлетном, номинальном режимах и соответствующее количество запусков напрямую зависит от протяженности воздушных трасс. Указанные режимы являются наиболее напряженными, вследствие чего величиной наработки на этих режимах и ограничивается ресурс двигателей.

Наиболее характерным повреждением длительно эксплуатируемых авиационных ГТД является эрозионный износ элементов проточной части, а также увеличение радиальных зазоров в компрессоре и газовой турбине. Причем, как показывает практика, интенсивное увеличение радиальных зазоров проявляется в начальный период эксплуатации, в основном из-за интенсивного износа уплотнений проточной части в процессе их приработки на различных режимах работы двигателя (из-за соприкосновения периферийной части рабочих лопаток с уплотнениями) [Чичков, 2000].

На величину радиального зазора между ротором и статором влияет множество факторов: точность изготовления, величина и скорость температурной деформации узлов и деталей двигателя, частота вращения ротора, износ элементов двигателя. Отрицательная величина радиального зазора недопустима ни при каких условиях, т.к. может привести к поломке рабочих лопаток или к прогрессирующему износу контактируемых деталей.

Негативное влияние роста радиальных зазоров в проточной части ГТД на КПД турбины в зависимости от величины наддува $\bar{G}_v$ поясняет рисунок 1 [Щербаков, 2018].

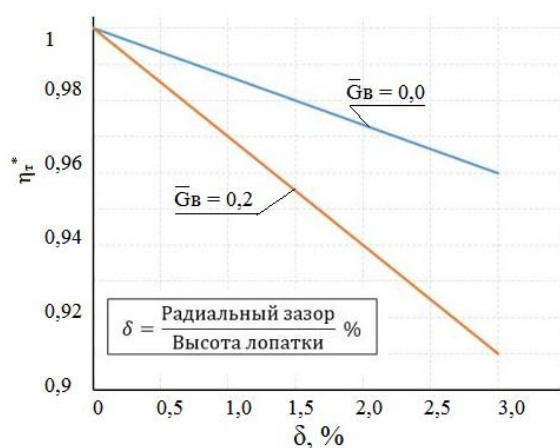


Рисунок 1 – Влияние радиального зазора на КПД турбины

Воздух или газ, перетекающий через радиальные зазоры на работающем двигателе, не совершает полезную работу. Поэтому с ростом радиальных зазоров непроизводительные потери механической энергии в газогенераторе увеличиваются, что приводит к отклонению параметров рабочего процесса от оптимальных значений. В результате этого снижается сила тяги и увеличивается удельный расход топлива, а также возрастают газодинамические нагрузки на элементы двигателя, непосредственно определяющие его ресурс.

В связи с высокими требованиями к безопасности эксплуатации в Гражданской Авиации принята система назначения дифференцированного ресурса ГТД. Дифференцированный ресурс назначается различным для отдельных наиболее ответственных элементов двигателя в зависимости от их фактических

запасов работоспособности, определяемых для некоторых типичных условий эксплуатации. К ним относятся детали компрессора, газовой турбины, основной камеры сгорания, силовые элементы двигателя и т. д. При модульной конструкции ГТД такой способ позволяет достаточно полно использовать ресурсные возможности деталей и узлов.

В этом случае условие работоспособности основных узлов двигателя можно сформулировать так – действующие напряжения в элементах конструкции не должны превышать допускаемые напряжения, т. е.

$$\sigma \leq [\sigma]$$

где σ , $[\sigma]$ – действующие и допускаемые напряжения.

Если известны плотности распределения действующих $f(\sigma)$ и допускаемых $f([\sigma])$ напряжений, то механизм истощения долговечности элементов двигателя можно пояснить графически, рисунок 2.

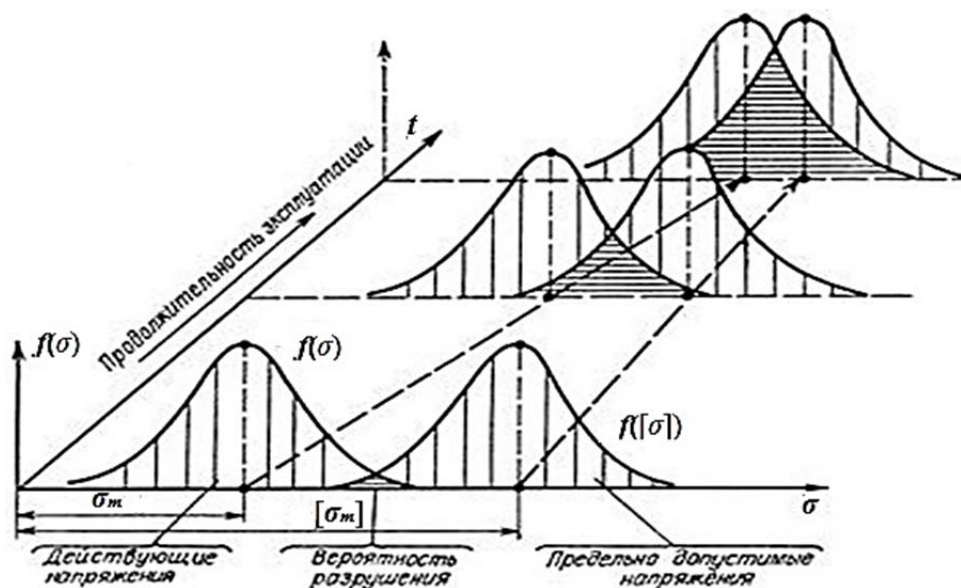


Рисунок 2 – Механизм истощения долговечности

В частности, вероятность разрушения детали оценивается величиной заштрихованной области. На новом двигателе средние значения σ_m значительно меньше допускаемых $[\sigma_m]$. Поэтому вероятность разрушения детали мала.

В процессе увеличения наработки двигателя наблюдается дрейф его термодинамических параметров, в частности из-за увеличения радиальных зазо-

ров. При этом, действующие напряжения σ_m в детали увеличиваются, т. е. математическое ожидание действующих напряжений смещается вправо.

В то же время, за счет накопления микроповреждений в детали, допускаемые напряжения снижаются, математическое ожидание $[\sigma_m]$ смещается влево. Отсюда следует, что с увеличением наработки элементов двигателя его надежность снижается, а число отказов силовой установки в полете и досрочного съема двигателей с эксплуатации возрастает.

Так, в 2008 году с самолётами 1 – 3 класса из-за отказов и неисправностей двигателей в полете произошел 144 инцидента [Анализ и статистика изменений]. В таблице 1 показано, как распределились инциденты по системам двигателя.

Таблица 1 – Сведения об инцидентах, связанных с нарушением работоспособности ГТД

Отказ/неисправность двигателя	13
Силовая установка	1
Конструкция ГТД	77
Топливная система двигателя	6
Система зажигания	1
Система отбора воздуха	2
Система управления двигателем	7
Приборы контроля двигателя	9
Система выхлопа	9
Масляная система	19
Всего	144

К основным причинам досрочного съема двигателей с эксплуатации следует отнести [Анализ влияния отказов авиационной техники на безопасность, URL: <https://docplayer.ru/25981106-2-1-analiz-vliyaniya-otkazov-otchestvennoy-aviacionnoy-tehniki-na-bezopasnost-poletov.html>]:

- попадание посторонних предметов в проточную часть ГТД;
- конструктивно-производственные недостатки;
- нарушение правил эксплуатации и обслуживания двигателей;
- повышение уровня вибраций;
- усталостные разрушения рабочих лопаток;
- дефекты опор ротора двигателя;

- разрушение элементов камеры сгорания;
- коробление, оплавление или прогар лопаток сопловых аппаратов и рабочих лопаток газовой турбины;
- исчерпание длительной прочности рабочих лопаток и дисков газовой турбины.

Исчерпание длительной прочности материала конструкции объясняется, в основном, его ползучестью – процессом нарастания остаточной деформации во времени при постоянной нагрузке и повышенной температуре. Ползучесть вызывает отказ ГТД в результате разрушения или вытяжки материала рабочих лопаток сверхдопустимых пределов. Темп исчерпания длительной прочности зависит от температуры материала рабочих лопаток и действующих напряжений, величина которых определяется условиями эксплуатации двигателя и состоянием элементов его проточной части.

Оценка влияния эксплуатационных факторов на темп исчерпания ресурса была выполнена применительно к авиационному двигателю Д-436-148. В основу методики расчета остаточного ресурса был положен алгоритм расчета долговечности рабочей лопатки турбины высокого давления, как наиболее нагруженного элемента двигателя, лимитирующего его ресурс [Антипов, Шаталов, Собенников, Белова, 2013].

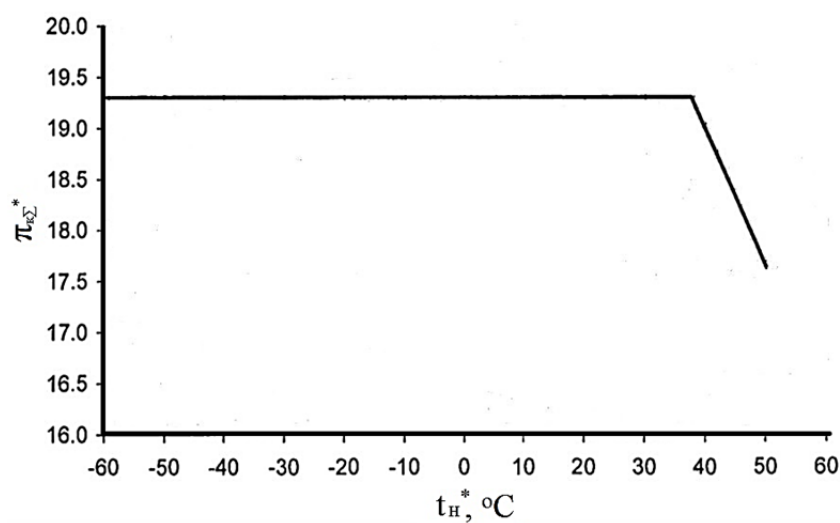


Рисунок 3 – Программа управления ТРДД

Программа управления двигателем предусматривает стабилизацию суммарной степени повышения давления воздуха $\pi_{\Sigma}^* = \text{const}$ и реализуется, практически во всем диапазоне эксплуатационных температур атмосферного воздуха, рисунок 3.

Это обеспечивает сохранение тяги силовой установки, а значит и взлетно-посадочных характеристик самолета неизменными в широком диапазоне изменения внешних условий, что существенно упрощает пилотирование самолета на этапах взлета и посадки. Однако, при увеличении температуры атмосферного воздуха параметры рабочего процесса ТРДД, оказывающие непосредственное влияние на долговечность элементов газовой турбины, существенно возрастают, рисунок 4.

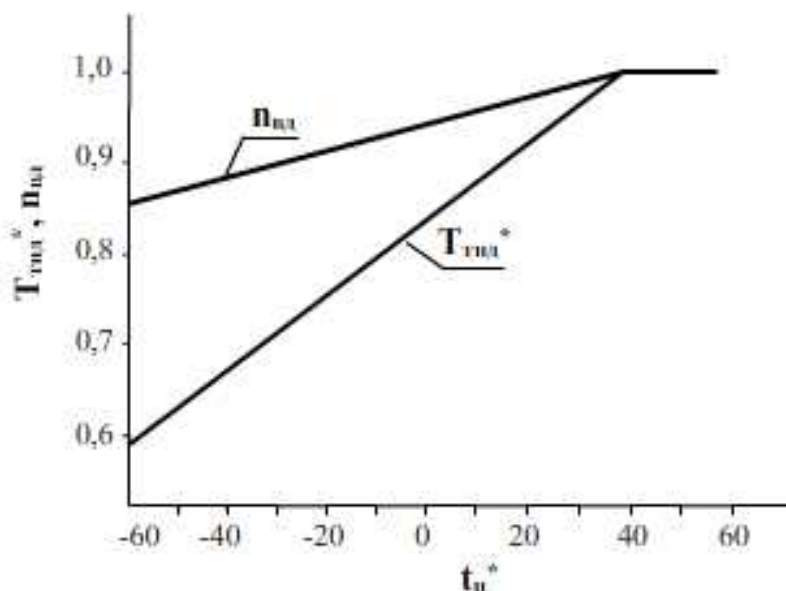


Рисунок 4 – Изменение параметров ТРДД в условиях эксплуатации

Широкое применение для оценки долговечности рабочих лопаток газовых турбин получил параметр Ларсена—Миллера

$$P_{\text{л.м}} = T \cdot (c + \lg t_p)$$

где T – температура лопатки, К,

c – постоянная, для жаропрочных никелевых сплавов $c = 20$ [6],

t_p – долговечность рабочей лопатки, ч.

Температуру охлаждаемой рабочей лопатки турбины можно определить, используя расчетное соотношение [Нечаев, Федоров, Каманин, 1980, с. 145]

$$\theta = \frac{T_{\Gamma}^* - T}{T - T_{\text{охл}}^*},$$

где θ – коэффициент интенсивности охлаждения,

T_{Γ}^* – температура газов перед турбиной,

T – температура материала лопатки,

$T_{\text{охл}}^*$ – температура охлаждающего воздуха.

Величину коэффициента интенсивности охлаждения можно определить по справочной информации, если известны способ охлаждения, конструктивные особенности лопаток и доля охлаждающего воздуха [Нечаев, Федоров, Каманин, 1980, с. 145].

Значения параметров, необходимых для определения температуры материала лопаток турбины, были определены путем термодинамического расчета. На рисунке 5 представлен характер изменения температуры газов перед турбиной в зависимости от условий эксплуатации и величины радиального зазора в турбине.

Установлено, что при изменении температуры атмосферного воздуха от – 30 °С до +37 °С температура газа перед турбиной изменяется на 18 %, а действующие напряжения в рабочих лопатках турбины – на 3,6 %. При снижении КПД турбины на 4,0 % температура газа за турбиной увеличится в среднем на 1,4 %.

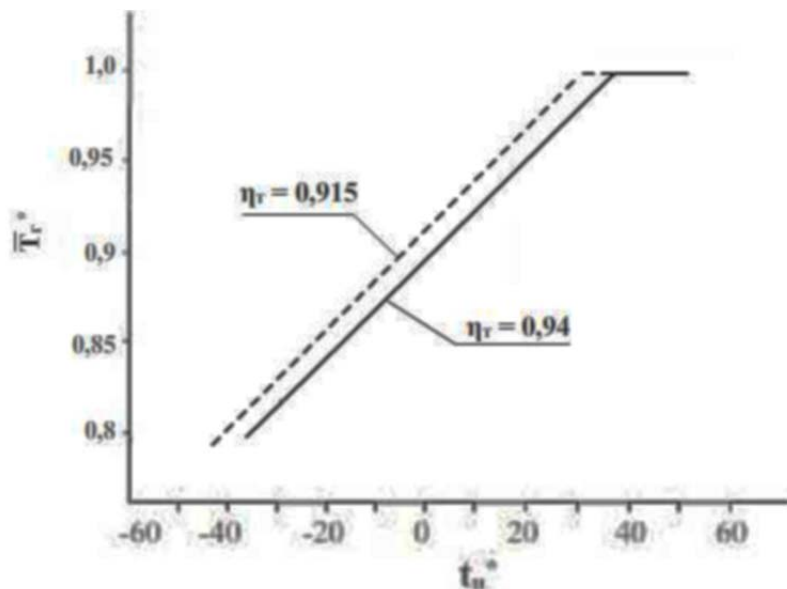


Рисунок 5 – Зависимость температуры газа за турбиной от КПД

В качестве параметра, определяющего темп истощения ресурса ТРДД, предлагается использовать долю повреждаемости рабочей лопатки на взлетном режиме

—

где τ – продолжительность работы двигателя на взлетном режиме на этапе взлета самолета,

t_p – долговечность материала лопатки на взлетном режиме работы двигателя.

Характер изменения относительной повреждаемости рабочих лопаток турбины на взлетном режиме за один полет в зависимости от условий эксплуатации представлен на рисунке 6.

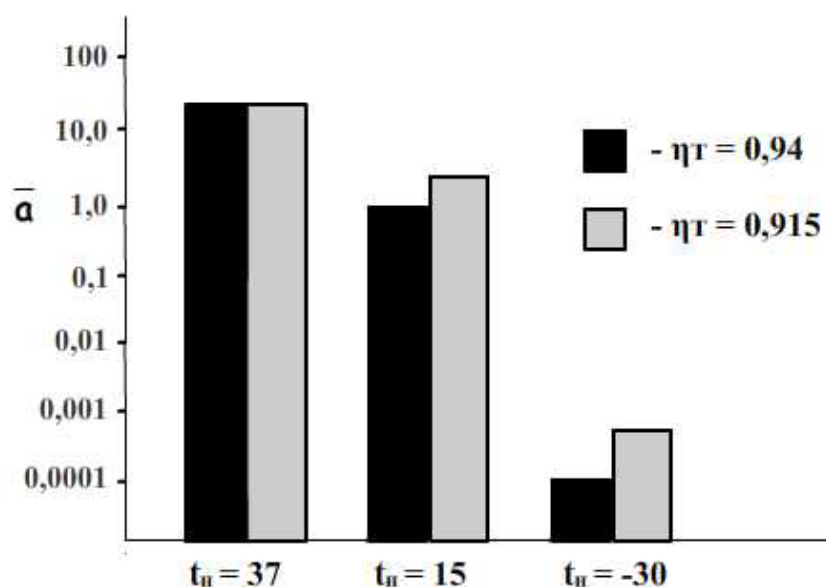


Рисунок 6 – Оценка повреждаемости рабочих лопаток

Относительная величина повреждаемости рабочих лопаток турбины рассчитывалась по формуле

$$\bar{a}_p = \frac{a_{t_n}}{a_{15}},$$

где a_{15} – повреждаемость рабочих лопаток на взлетном режиме при стандартных атмосферных условиях ($t_n = 15$ °C),

a_{t_n} – повреждаемость рабочих лопаток на взлетном режиме в реальных условиях эксплуатации ($t_{n \min} = -30$ °C, $t_{n \max} = 37$ °C).

Анализ результатов расчета указывает на существенное влияние условий эксплуатации на повреждаемость рабочих лопаток. Так, повышение температуры атмосферного воздуха с 15 °C до 37 °C обуславливает увеличение повреждаемости рабочих лопаток более чем в 19 раз, а снижение температуры атмосферного воздуха до -30 °C – к ее уменьшению примерно в 10^4 раз.

Влияние зазоров величины радиальных зазоров в турбине менее значительно и проявляется в увеличении повреждаемости рабочих лопаток в 1,8 ... 6 раз в рассматриваемых условиях эксплуатации.

Таким образом, становится очевидной необходимость дифференцирования ресурса современных ТРДД не только по элементам двигателя, но и по условиям эксплуатации.

В настоящее время для прогнозирования остаточного ресурса двигателей пассажирских самолетов используется, в основном, следующая информация:

- диагностические данные о техническом состоянии двигателя;
- суммарная наработка двигателя на всех режимах;
- суммарная наработка на взлетном режиме;
- суммарная наработка на максимальном продолжительном режиме;
- суммарное количество полетных циклов;
- суммарное количество запусков.

Для двигателя Д-436-148 его наработка на взлетном режиме не должна превышать 2 % от суммарной наработки на всех режимах, а на максимальном продолжительном – 20 %.

Подсчет остаточного ресурса двигателя по критерию длительной прочности в условиях эксплуатации осуществляется по соотношению

$$\Delta R = \tau - \tau_{\phi},$$

где τ – допустимая наработка двигателя на рассматриваемом режиме работы,

τ_{ϕ} – фактическая наработка двигателя на рассматриваемом режиме работы.

С целью повышения объективности принятия решения о величине остаточного ресурса предлагается следующее расчетное соотношение

$$\Delta R = (1 - \sum_{i=1}^n a_i) \cdot k,$$

где $a_i = \frac{\tau_i}{t_{pi}}$ – суммарное повреждение рабочих лопаток турбины на рассматриваемом режиме работы,

τ_i – продолжительность работы двигателя на i -м взлетном режиме,

t_{pi} – долговечность рабочей лопатки на i -м взлетном режиме,
 i – порядковый номер взлетного режима работы двигателя,
 k – коэффициент запаса по долговечности.

Повышение достоверности определения остаточного ресурса горячей части ТРДД достигается путем учета в расчетном соотношении реальных условий эксплуатации и технического состояния двигателя.

Для минимизации необходимого числа контролируемых параметров ТРДД для решения поставленной задачи была определена степень влияния температуры материала и действующих напряжений на долговечность рабочих лопаток на взлетном режиме. Установлено, что увеличение температуры рабочих лопаток на 1 % приводит к снижению их долговечности на 39,4 %, а увеличение действующих напряжений на 1 % – 3,7 %.

Учитывая диапазон изменения указанных параметров в реальных условиях эксплуатации (оценка приведена выше), в качестве дополнительного контролируемого параметра предлагается использовать температуру рабочих лопаток.

Вывод: выполнена количественная оценка влияния условий эксплуатации и технического состояния двигателя на долговечность рабочих лопаток газовой турбины. Предлагаемая методика оценки величины остаточного ресурса газовой турбины позволяет учитывать не только влияние условий эксплуатации, но и техническое состояние двигателя, что повышает обоснованность результатов прогнозирования.

Библиографический список

1. Анализ влияния отказов авиационной техники на безопасность полетов [Электронный ресурс]: многопредмет. науч. журн. / Моск. Фед. автоном. учр-е Авиационный регистр Российской Федерации. Режим доступа: <http://www.flysafety.ru/files/razdel2.pdf> (дата обращ. 21.02.19).
2. Анализ и статистика изменений эксплуатационного ресурса авиационного газотурбинного двигателя и его влияние на безопасность полётов // [Электронный ресурс]. URL: https://studbooks.net/1195623/bzhd/analiz_i_statistika_izmeneniy_ekspluatatsionnogo_resurs

a_aviatsionnogo_gazoturbinnogo_dvigatelya_i_ego_vliyanie_na_bezopasnost_polyotov (дата обращения: 21.01.19).

3. *Антипов Ю. А.* Долговечность газотурбинной установки при работе с изменяющейся по времени температурой газа перед турбиной / Ю. А. Антипов, И. К. Шаталов, Е. В. Собенников, Е. В. Белова // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования .2013. №3. С. 18-22// [Электронный ресурс]. URL: <https://rucont.ru/efd/403644> (дата обращения: 21.01.19).

4. *Нечаев Ю. Н.* Теория авиационных двигателей / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров, Л. Н. Каманин. М.: Воениздат, 1980. 415 с.

5. *Чичков Б. А.* Рабочие лопатки авиационных ГТД. Часть 1. Эксплуатационная повреждаемость рабочих лопаток: учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 2000, 74 с. // [Электронный ресурс]. URL: <http://storage.mstuca.ru> (дата обращения: 21.01.19).

6. *Щербаков М. А.* Развитие системы управления радиальным зазором газотурбинного двигателя по направлениям повышения динамичности технических систем // [Электронный ресурс]. 2018. URL: <http://www.metodolog.ru/node/2108> (дата обращения: 21.01.19).

References

1. Analysis and statistics of changing the operation life of a gas-turbine engine and its influence on flight safety // [Electronic source]. URL: https://studbooks.net/1195623/bzhd/analiz_i_statistika_izmeneniy_ekspluatatsionnogo_resursa_aviatsionnogo_gazoturbinnogo_dvigatelya_i_ego_vliyanie_na_bezopasnost_polyotov (accessed date: 21.01.19). (in Russian)

2. Analysis of influence of aircraft equipment failures on flight safety [Electronic source]: multidisciplinary scientific journal / Moscow federal autonomous establishment AR of the RF: <http://www.flysafety.ru/files/razdel2.pdf> (accessed date: 21.02.19). (in Russian)

3. *Antipov YU. A.* (2013) Durability of a gas-turbine plant when operating with time-changing gas temperature in front of the turbine / YU. A. Antipov, I. K. SHatalov, E. V. Sobennikov, E. V. Belova // Bulletin of the Peoples' Friendship University of Russia. Series: Engineering research. 2013. №3. P. 18-22// [Electronic source]. URL: <https://rucont.ru/efd/403644> (accessed date: 21.01.19). (in Russian)

4. *Chichkov B. A.* (2000) Moving blades of aircraft gas-turbine engines. Part 1. Operating damage rate of moving blades: textbook. M.: MSTU CA, 2000, 74 p. // [Electronic source]. URL: <http://storage.mstuca.ru> (accessed date: 21.01.19). (in Russian)

5. *Nechaev YU. N.* (1980) Theory of aircraft engines / YU. N. Nechaev, R. M. Fedorov, L. N. Kamanin. M.: Voenizdat, 1980. 415 p. (in Russian)

6. *Shcherbakov M. A.* (2018) Development of a control system for turbine-blade tip clearance in making the technical systems more dynamic // [Electronic source]. 2018. URL: <http://www.metodolog.ru/node/2108> (accessed date: 21.01.19). (in Russian)