АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;**
05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;
05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;
05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК 629.7.01

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-1-62-75

**ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ТУРБОХОЛОДИЛЬНОГО АГРЕГАТА
СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА ВОЗДУШНОГО СУДНА
ПО ИЗМЕНЕНИЮ УРОВНЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ**

Д.Б. МАТВЕЕВ¹, И.Г. РОБЕРОВ², М.А. КИСЕЛЕВ³, А.В. КОТЕЛКИН⁴

¹*Всероссийский институт научной и технической информации Российской академии наук,
г. Москва, Россия*

²*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем,
г. Москва, Россия*

³*Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

⁴*Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», г. Москва, Россия*

Одной из частых причин авиационных инцидентов и происшествий является выход из строя технических устройств и разрушение конструкций воздушных судов (ВС) в результате недопустимых деформаций и разрушения материалов их деталей, работающих в условиях высоких механических нагрузок. Эксплуатация деталей, узлов и агрегатов авиационной техники в наиболее типичных случаях не допускает их пластической деформации. Так, в соответствии с нормами летной годности авиационная техника не должна эксплуатироваться в условиях, приводящих к возникновению в ее конструкциях опасных остаточных деформаций и усталостного повреждения материала. Вероятность указанных негативных факторов определяется напряженным состоянием материала элемента конструкции ВС в ходе эксплуатации. Важным фактором, определяющим напряженное состояние и, соответственно, техническое состояние объекта техники, являются остаточные напряжения, чаще всего присутствующие в материале детали. В частности, суммирование остаточных напряжений с напряжениями эксплуатационной нагрузки может привести к превышению показателем напряженного состояния критических значений, например предела выносливости или предела текучести материала. С учетом сказанного, весьма актуальной задачей представляется разработка новых технологий, которые обеспечат получение информации о фактическом техническом состоянии конструкции каждого экземпляра ВС во время его эксплуатации с учетом остаточных напряжений. В статье описан возможный подход к оценке и прогнозированию технического состояния конструктивных материалов узлов и агрегатов, работающих в условиях циклического нагружения, базирующийся на определении изменения уровня остаточных напряжений на поверхности деталей в процессе их эксплуатации. В качестве метода определения остаточных напряжений выбран рентгеновский дифрактометрический метод как отличающийся высокой точностью и достоверностью получаемых результатов. Разработанный подход опробован на деталях авиационной системы кондиционирования воздуха (турбохолодильного агрегата). Результаты оценки технического состояния деталей согласуются с фактами их эксплуатационного повреждения. При этом хотя предлагаемый подход в настоящее время не может быть непосредственно использован на борту ВС для постоянного контроля технического состояния конструктивных материалов ВС, его развитие представляется авторам перспективным для указанных целей.

Ключевые слова: авиационная техника, конструкционные материалы, циклическое нагружение, оценка технического состояния, остаточные напряжения, рентгеновская дифрактометрия, детали турбохолодильного агрегата.

ВВЕДЕНИЕ

Усталостная прочность является важнейшим эксплуатационным свойством металлических конструкционных материалов для деталей ответственного назначения, работающих в условиях циклического нагружения. Это обуславливает актуальность разработки эффективных методик неразрушающего контроля степени усталости материала таких деталей в ходе их эксплуатации [1, 2].

Степень усталости кристаллического материала зависит от целого ряда структурных и деформационных факторов. Одним из таких факторов являются упругие остаточные напряжения в материале. Достаточно давно известна взаимосвязь уровня остаточных напряжений в поверхностной зоне металлической детали и степени усталостной деградации ее материала. С одной стороны, поверхностные остаточные напряжения влияют на сопротивление усталости, с другой – остаточные напряжения сами изменяются в ходе циклической деформации (чаще всего релаксируют в ходе микропластической деформации) [3]. Это обстоятельство делает возможным использование изменения остаточных напряжений в качестве индикатора степени усталости кристаллического материала [4]. Особенно удобны в этом отношении поверхностные остаточные напряжения большой величины (до половины предела текучести и выше), в частности, напряжения сжатия, которые нередко специально формируют на поверхности ответственных деталей авиационной и другой техники с целью повышения их усталостной долговечности (это может быть осуществлено тем или иным процессом, обеспечивающим интенсивную пластическую деформацию поверхностного слоя: дробеструйной обработкой, ударным ультразвуковым воздействием, поверхностной накаткой и др.). В частности, известен способ определения момента вывода из эксплуатации детали, работающей в условиях усталостного нагружения, по уровню снижения предварительно наведенных сжимающих поверхностных остаточных напряжений до некоего регламентированного значения [5].

В то же время остаточные напряжения на поверхности реальной детали могут создаваться не только специально, но весьма часто и в ходе технологических процессов ее изготовления. Например, практически любая финишная поверхностная механическая обработка металлического изделия (точение, шлифование и др.) создает слой остаточных напряжений того или иного знака, поскольку также связана с локальной пластической деформацией поверхностного слоя. Как правило, этот слой в таких случаях значительно тоньше, чем в результате специальной обработки наведения сжимающих остаточных напряжений. Однако и эти напряжения претерпевают релаксацию в процессе циклической деформации, и при наличии достаточно развитой методики определения напряжений здесь также имеется возможность отслеживания снижения поверхностных остаточных напряжений, коррелирующего с наработкой циклов усталостного нагружения эксплуатируемой детали.

При эксплуатации узлов и деталей авиационной техники, как и других технических объектов ответственного назначения, важной задачей является прогнозирование технического состояния материала этих объектов. С учетом сказанного выше представляется возможной методика прогнозирования и оценки технического состояния широкого круга деталей, основанная на сравнении текущего изменения уровня ее поверхностных остаточных напряжений с неким допустимым значением, определяемым в связи с усталостной прочностью. Возможный подход к разработке такой методики представлен в настоящей статье.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

В качестве наименее жесткой оценки технического состояния допустимое значение поверхностных остаточных напряжений можно связать с достижением отдельными областями или микрообластями материала его предела текучести (на практике обычно отражаемого вели-

чиной условного предела текучести $\sigma_{0,2}$), что определяет начало локальной макро- или микропластической деформации, обуславливающей в дальнейшем накопление повреждений и усталостную деградацию материала. Аналогичный, но более жесткий критерий, учитывающий уже имеющуюся историю циклической деформации и деградации материала, можно связать с существенно меньшим по величине, чем $\sigma_{0,2}$ (для большинства материалов), пределом выносливости σ_R , т. е. максимальной для данного цикла нагрузки (измеряемой напряжением), которую материал выдержит без разрушения (где R – коэффициент асимметрии цикла, т. е. отношение максимального напряжения в цикле к минимальному).

Аналитически, с учетом того, что деградация материала происходит, как правило, в результате воздействия растягивающих напряжений, указанные критерии могут быть записаны следующим образом:

$$\sigma_d + \sigma_o + \Delta\sigma_{\max} \leq \sigma_{0,2} \quad (1)$$

или

$$\sigma_d + \sigma_o + \Delta\sigma_{\max} \leq \sigma_R, \quad (2)$$

где σ_d – наибольшее (не по модулю, а в соответствии с общим правилом сравнения действительных чисел, ввиду того, что разрушение происходит чаще всего от действия напряжений положительного знака, т. е. растягивающих) действующее эксплуатационное напряжение цикла;

σ_o – начальный уровень остаточных напряжений;

$\Delta\sigma_{\max}$ – наибольшее изменение остаточных напряжений в ходе циклической деформации.

Величину $\Delta\sigma_{\max}$, при которой неравенства (1) и (2) обращаются в равенства, можно считать при таком подходе предельной (максимально допустимой) величиной изменения остаточных напряжений $[\Delta\sigma]$. В зависимости от того, какой из двух критериев выбран ($\sigma_{0,2}$ или σ_R), величина $[\Delta\sigma]$ будет определяться по формуле

$$[\Delta\sigma] = \sigma_{0,2} - \sigma_d - \sigma_o \quad (3)$$

или

$$[\Delta\sigma] = \sigma_R - \sigma_d - \sigma_o. \quad (4)$$

Соответственно, для оценки технического состояния материала, работающего в условиях циклического нагружения, можно ввести критериальную величину – показатель опасности технического состояния (ОТС), который в случае превышения им единицы может сигнализировать о высокой вероятности усталостного разрушения:

$$\text{ОТС} = \Delta\sigma_{\max} / [\Delta\sigma]. \quad (5)$$

Поскольку разрабатываемая методика оценки технического состояния предусматривает определение поверхностных остаточных напряжений, встает вопрос выбора оптимального метода их определения. Представляется, что таким методом является рентгеновский дифрактометрический метод (РДМ), обладающий среди неразрушающих экспериментальных методов определения остаточных напряжений наибольшей прямоотой (наименьшей опосредованностью расчетами) определения упругих макродеформаций и (через закон Гука) упругих макронапряжений. Благодаря высокой достоверности определения поверхностных остаточных напряже-

ний, метод РДМ широко применяется в настоящее время в различных областях техники, где актуально решение данной задачи [6–9]. Упругая деформация в макроскопической области поверхностного слоя кристаллического материала определяется в указанном методе на основе изменения усредненного в этой области межплоскостного расстояния d_{hkl} , связанного с непосредственно измеряемой величиной – угловой координатой θ_{hkl} дифракционного максимума (пика) от семейства кристаллографических плоскостей $\{hkl\}$ (также усредняемой по данной макрообласти) – простым уравнением дифракции (уравнением Вульфа – Брэгга):

$$2 d_{hkl} \sin \theta_{hkl} = n\lambda, \quad (6)$$

где λ – длина волны применяемого рентгеновского излучения,

n – порядок отражения (в случае кубической или гексагональной решетки, характерных для основных конструкционных металлов, практически всегда равный единице) [10, 11].

Проиллюстрируем изложенный выше подход к оценке технического состояния на примере ряда деталей самолетной системы кондиционирования воздуха, работающих в условиях циклического нагружения. Для определения поверхностных остаточных напряжений были выбраны следующие детали.

1. Валы вентилятора в исходном состоянии и после эксплуатации, материал – сталь 95X12 (рис. 1).

2. Лепестки подшипника до эксплуатации, в сборе после эксплуатации и на двух стадиях эксплуатации (вторая стадия характеризуется короблением лепестка), материал – лента прецизионного железоникелевого сплава 36ХНТЮ (рис. 2).

3. Колесо турбины с рабочими лопастями в исходном состоянии и после эксплуатации (в последнем случае – с повреждением одной из лопастей), материал – алюминиевый сплав АК4-1 (рис. 3).

Определение остаточных напряжений методом РДМ осуществляли с использованием портативного рентгеновского дифрактометра ДРП-РИКОР [12] с применением во всех случаях излучения CrK_α . Все детали имеют ГЦК- или ОЦК-кристаллическую решетку материала, из которого они изготовлены. В качестве рентгеновского максимума для определения напряжений использовали:

- в случае валов вентилятора – пик $\{211\}$ ОЦК-решетки стали (угловая координата θ_{211} около 78°);
- в случае лепестков подшипника – пик $\{220\}$ ГЦК-решетки железоникелевого сплава (угловая координата θ_{220} около $64,5^\circ$);
- в случае рабочего колеса турбины – пик $\{311\}$ ГЦК-решетки алюминиевого сплава (угловая координата θ_{311} около 70°).

Остаточные напряжения на поверхности валов вентилятора определяли в осевом направлении максимально нагруженной зоны, определяемой по следам истирания. Остаточные напряжения на лопастях колеса турбины определяли в направлении, соответствующем радиальному, в доступной для измерения области (см. рис. 3).

Значения модуля Юнга и коэффициента Пуассона материалов деталей принимали следующими:

- для стали 95X12 – 200 ГПа и 0,28 соответственно;
- для сплава 36ХНТЮ – 200 ГПа и 0,30 соответственно;
- для сплава АК4-1 – 72 ГПа и 0,34 соответственно.

Рис. 1. Вал вентилятора в процессе исследования
Fig. 1. Fan shaft in the process of research

Рис. 2. Лепестки подшипника в сборе (на плате) в процессе исследования
Fig. 2. Bearing petals assembled (on board) in the process of research

Рис. 3. Колесо турбины в процессе исследования
Fig. 3. Turbine wheel in the process of research

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Типичные дифрактограммы в области соответствующих пиков для исследованных деталей до и после эксплуатации представлены на рис. 4–6.

Получены следующие усредненные результаты определения уровня остаточных напряжений:

- для вала вентилятора: –420 МПа для новой детали, –85 МПа для работавшей детали ($\Delta\sigma_{\max} = 335$ МПа);
- для лепестков подшипника: –150 МПа для новой детали, +150 МПа для детали на первой стадии ($\Delta\sigma_{\max} = 300$ МПа), +30 МПа на второй стадии (характеризующейся коррозией) $\Delta\sigma_{\max} = 180$ МПа;
- для лопастей колеса турбины: –255 МПа для новой детали, –30 МПа для работавшей детали ($\Delta\sigma_{\max} = 225$ МПа).

Для определения максимально допустимого значения изменения остаточных напряжений $[\Delta\sigma]$ необходимо знать уровень амплитуды напряжений, действующих при эксплуатации детали (σ_d). Однако для данных деталей он неизвестен. В настоящем примере оценки технического состояния, носящем иллюстративный характер, можно, в соответствии со сказанным выше, принять условный уровень σ_d , равный пределу выносливости σ_{-1} для симметричного цикла ($R = -1$). Для данной (наиболее жесткой) оценки из формулы (4) имеем:

$$[\Delta\sigma] = \sigma_{-1} - \sigma_{-1} - \sigma_o = -\sigma_o, \quad (7)$$

т. е. при указанном выше допущении об уровне эксплуатационных напряжений предельное значение изменения остаточных напряжений является таким, при котором исходные сжимающие остаточные напряжения релаксируют в ходе циклической нагрузки до нуля. Следует особо от-

метить, что последнее равенство для $[\Delta\sigma]$ носит сугубо иллюстративный характер и определяется указанным допущением.

а

б

Рис. 4. Дифрактограмма в области пика $\{211\}$ ГЦК-решетки сплава для детали «вал вентилятора»:

а – в области отверстий, *б* – в области противоположного конца

Fig. 4. Diffraction pattern in the area of the peak $\{211\}$ of the face-centered cubic lattice of the alloy for the part "fan shaft" in the area of holes (a) and in the area of the opposite end (b)

а

б

в

Рис. 5. Дифрактограммы в области пика $\{220\}$ ГЦК-решетки стали для лепестков подшипника в сборе: *а* – новая сборка, *б* – сборка после наработки (без коробления), *в* – сборка после наработки (с короблением)

Fig. 5. Diffraction patterns in the area of the peak $\{220\}$ of the face-centered cubic lattice of the steel for the bearing petals assembly: *a* – new assembly, *б* – assembly after operating time (without warpage), *в* – assembly after operating time (with warpage)

а

б

Рис. 6. Дифрактограммы: *а* – для лопасти нового колеса, *б* – фрагмента лопасти колеса, разрушившегося в процессе работы

Fig. 6. Diffraction patterns for the blade of a new wheel (a) and a fragment of a wheel blade that collapsed during operation (b)

Применяя разработанный подход в общем виде и используя показатель ОТС, определяемый формулой (5), получаем:

- для вала вентилятора: $ОТС = [-85 - (-420)] / (420) = 335/420 = 0,798$;
- для лепестков подшипников на первой стадии:
 $ОТС = [150 - (-150)] / (150) = 300/150 = 2$;
- для лепестков подшипников на второй стадии (в состоянии коробления):
 $ОТС = [30 - (-150)] / (150) = 180/150 = 1,2$;
- для лопасти колеса турбины: $[-30 - (-255)] / (285) = 225/255 = 0,882$.

Наибольшее значение показателя опасности технического состояния ОТС, равное 2, получено для лепестков подшипника на первой стадии эксплуатации. Этому соответствует факт последующего коробления данных деталей. Резкие изменения остаточных напряжений, характерные для эксплуатации этих деталей и вызывающие рост ОТС, очевидно, обусловлены легкостью локальной деформации листового материала.

Для неразрушившейся лопасти колеса турбины ОТС равен примерно 0,88, т. е. меньше единицы, хотя и приближается к ней. При этом одна из лопастей колеса претерпела излом. Вследствие недоступности для рентгеновского измерения ОТС в этой области определить не

удалось. Однако из полученного значения $\Delta\sigma_{\max}$ представляется вероятным, что при измерении остаточных напряжений не на выбранных, а на всех лопастях колеса среди них нашлись бы такие, величина $\Delta\sigma_{\max}$ для которых обусловила бы значение ОТС, близкое к единице или превышающее ее.

Для большинства металлов величину σ_{-1} можно принять равной $0,3 \dots 0,5\sigma_B$, где σ_B – предел прочности материала (в среднем $0,4\sigma_B$) [13]. Значения механических свойств, требуемые для расчета, на основании имеющихся данных¹ [14] можно принять следующими:

- для стали 95Х18 (полный отжиг 730–790 °С, ГОСТ 5632-72): $\sigma_{0,2} = 770$ МПа, $\sigma_B = 880$ МПа; $[\Delta\sigma] = 770 - (0,4 \cdot 880) = 418$ МПа;
- для сплава 36ХНТЮ (лента мягкая, ГОСТ 14117-85): $\sigma_{0,2} = 550$ МПа, $\sigma_B = 700$ МПа; $[\Delta\sigma] = 550 - (0,4 \cdot 700) = 270$ МПа;
- для алюминиевого сплава АК-4 (поковки, ГОСТ 4784-97): $\sigma_{0,2} = 300$ МПа, $\sigma_B = 370$ МПа; $[\Delta\sigma] = 300 - (0,4 \cdot 370) = 152$ МПа.

Тогда при всех принятых допущениях имеем количественные оценки показателя технического состояния $ОТС = \Delta\sigma_{\max} / [\Delta\sigma]$ в соответствии с (5), приведенные в таблице 1.

Таблица 1
Table 1

Оценка технического состояния деталей
Technical evaluation of parts

Деталь	Материал	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_B , МПа	$\sigma_d = 0,4\sigma_B$, МПа	$[\Delta\sigma] = \sigma_{0,2} - \sigma_{-1}$, МПа	$ \Delta\sigma $, МПа	ОТС = $\Delta\sigma/[\Delta\sigma]$	Примечание
Вал вентилятора (область отверстий)	95Х12	770	880	352	418	335	0,801	
Вал вентилятора (противоположная область)	95Х12	770	880	352	418	140	0,398	
Лепестки подшипника в сборе (стадия до коробления)	36ХНТЮ	550	700	280	270	300	1,111	
Лепестки подшипника в сборе (стадия коробления)	36ХНТЮ	550	700	280	270	180	0,667	Коробление
Колесо турбины	АК4-1	300	370	148	152	215	1,414	Разрушение

На основании приведенной оценки можно заключить, что в наиболее опасном с точки зрения разрушения состоянии при эксплуатации находятся лепестки подшипника на стадии до коробления покрытия (ОТС = 1,111) и особенно лопасти колеса турбины (ОТС = 1,414). Последний вывод подтверждается разрушением лопастей одного из колес, представленных для определения остаточных напряжений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, показана принципиальная возможность разработки методики оценки технического состояния объектов техники, работающих в условиях усталостного нагружения, в

¹ Марки стали и сплавов [Электронный ресурс] // Центральный металлургический портал РФ. URL: http://metallcheckiy-portal.ru/marki_metallov/ (дата обращения 18.10.2020).

основе которой лежит определение изменения остаточных напряжений на поверхности объекта в процессе его эксплуатации. Предлагаемый подход к созданию указанной методики проиллюстрирован применительно к реальным деталям авиационной системы кондиционирования воздуха, остаточные напряжения на поверхности которых до и после эксплуатации были определены рентгеновским дифрактометрическим методом с использованием портативного рентгеновского дифрактометра ДРП.

Следует подчеркнуть, что данный расчет носит демонстрационный характер и выполнен в отсутствие знания о величине (амплитуде) напряжений, действующих при эксплуатации детали (σ_d): последняя для каждой детали условно принята в расчете величиной $0,4\sigma_B$ (где σ_B – предел прочности материала детали), примерно соответствующей пределу выносливости материала детали для симметричного цикла нагружения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Роберов И.Г.** Комплексная диагностика технического состояния и оценка работоспособности металлических материалов методами неразрушающего контроля / И.Г. Роберов, Д.К. Фигуровский, М.А. Киселев, В.С. Грама, Д.Б. Матвеев, В.О. Иванов // Заготовительные производства в машиностроении. 2020. Т. 18, № 4. С. 178–181.
2. **Фигуровский Д.К.** Оценка технического состояния тонколистовой трип-стали после силового воздействия / Д.К. Фигуровский, И.Г. Роберов, В.С. Грама, М.А. Киселев // КИМИЛА-2018: материалы III Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов. Жуковский, 5–6 июня 2018 г. Дом ученых ЦАГИ. Жуковский: ЦАГИ, 2018. С. 239–245.
3. **Котелкин А.В.** Остаточные напряжения и портативные рентгеновские дифрактометры для их определения / А.В. Котелкин, А.Д. Звонков, А.В. Лютцау, Д.Б. Матвеев // Прогрессивные технологии ОМД. М.: ИРИАС, 2009. С. 423–435.
4. **James M.R.** The relaxation of residual stresses during fatigue // Residual Stress and Stress Relaxation: Sagamore Army Materials Research Conference Proceedings. Boston, MA: Springer, 1982. Vol. 28. Pp. 297–314. DOI: 10.1007/978-1-4899-1884-0_16
5. **Berkley S.G.** Method for measuring and extending the service life of fatigue-limited metal components. Patent US No 5490195A, 06.02.1996.
6. **Rezende A.B.** Residual stress characterization by x-ray diffraction and correlation with hardness in a class railroad wheel / A.B. Rezende, S.T. Fonseca, D.J. Minicucci, F.M. Fernandes, P.F.S. Farina, P.R. Mei // Journal of Materials Engineering and Performance. 2020. Iss. 9. Pp. 6223–6227. DOI: 10.1007/s11665-020-05097-x
7. **Mishchenko A.** Analysis of residual stresses resulting from the surface preparation for X-ray diffraction measurement / A. Mishchenko, L. Wu, V.K. da Silva, A. Scotti // Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. 2018. Vol. 40, iss. 2. Article number: 94. DOI: 10.1007/s40430-018-1036-5
8. **Luo Q., Yang S.** Uncertainty of the x-ray diffraction (XRD) $\sin^2 \psi$ technique in measuring residual stresses of physical vapor deposition (PVD) hard coatings [Электронный ресурс] // Coatings. 2017. Vol. 7, iss. 8. ID: 128. DOI: 10.3390/coatings7080128 (дата обращения 10.09.2020).
9. **Xu X., Yu H., Lin Z.** Study of residual stress variation with depth of friction stir welded aluminium plates with different thicknesses // Science and Technology of Welding and Joining. 2020. Vol. 25, iss. 4. Pp. 297–302. DOI: 10.1080/13621718.2019.1693722
10. **Prevéy P.S.** X-ray diffraction residual stress techniques. In: Metals Handbook. Vol. 10. Metals Park. OH: American Society for Metals, 1986. Pp. 380–392. DOI: 10.31399/asm.hb.v10.a0001761

11. Уманский Я.С. Кристаллография, рентгенография и электронная микроскопия / Я.С. Уманский, Ю.А. Скаков, А.Н. Иванов, Л.Н. Расторгуев. М.: Металлургия, 1982. 580 с.
12. Котелкин А.В. Применение метода рентгеновской дифрактометрии для оценки состояния элементов конструкций авиационной техники / А.В. Котелкин, А.Д. Звонков, А.В. Лютцау, Д.Б. Матвеев, И.Г. Роберов // Техника воздушного флота. 2012. Т. 86, № 4. С. 21–25.
13. Сосновский Л.А. Механика усталостного разрушения: словарь-справ. Ч. 2. Гомель: НПО «ТРИБОФАТИКА», 1994. 340 с.
14. Сосновский Л.А. Механика усталостного разрушения: словарь-справ. Ч. 1. Гомель: НПО «ТРИБОФАТИКА», 1994. 328 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Матвеев Дмитрий Борисович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Всероссийский институт научной и технической информации Российской академии наук, dmatveev@yandex.ru.

Роберов Илья Георгиевич, доктор технических наук, главный научный сотрудник, Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», roberov@yandex.ru.

Киселев Михаил Анатольевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, m.kiselev@mstuca.aero.

Котелкин Александр Викторович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», rant05@list.ru.

TECHNICAL CONDITION EVALUATION OF CONSTRUCTION MATERIALS OF A TURBO-REFRIGERATION UNIT PARTS OF AN AIRCRAFT AIR CONDITIONING SYSTEM BY CHANGING THE LEVEL OF RESIDUAL STRESSES

Dmitry B. Matveev¹, Ilya G. Roberov², Mikhail A. Kiselev³, Alexander V. Kotelkin⁴

¹*All-Russian Institute for Scientific and Technical Information, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

²*State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia*

³*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

⁴*National University of Science and Technology MISIA, Moscow, Russia*

ABSTRACT

One of the frequent causes of aviation incidents and accidents is the failure of technical equipment and the destruction of aircraft (AC) constructions resulting from unacceptable deformations and structural destruction of the parts operating under high mechanical loads. Operation of parts, assemblies and units of aeronautical equipment in the most typical cases does not allow their plastic strain. Thus, in accordance with the airworthiness standards, aeronautical equipment should not be used under the conditions leading to the occurrence of dangerous permanent yielding and fatigue damage to the material in its structures. The probability of these negative factors is determined by the stress condition of the aircraft structural component material during operation. An important factor that determines the stress condition as well as the technical condition of an object of technology is residual stresses, most often available in the material of the part. In particular, the summation of the residual stresses with the stresses of the operating

load can lead to the exceedance of the critical values stress condition indicators, for example, the fatigue margin or the yield point of the material. In view of this, the development of new technologies that will provide information on the actual technical condition of the structure of each aircraft during its operation considering residual stresses is a critical task. The article describes a possible approach to evaluating and predicting the technical condition of the structural materials of assemblies and units operating under cyclic loading based on determining the change of residual stresses level on the surface of the parts during their operation. As a method for determining residual stresses, the X-ray diffractometric method was chosen, as it is characterized by high accuracy and reliability of the results obtained. The developed approach was tested on the components of the aircraft air conditioning system (turbo-refrigeration unit). The results of evaluating the technical condition of the parts conform to the facts of their operational damage. In these circumstances, although the proposed approach cannot currently be used directly on board an aircraft for continuous monitoring of the technical condition of aircraft structural materials, however, its development seems to the authors to be promising for these purposes.

Key words: aeronautical equipment, construction materials, cyclic loading, technical condition evaluation, residual stresses, X-ray diffraction method, parts of a turbo-refrigeration unit.

REFERENCES

1. Roberov, I.G., Figurovsky, D.K., Kiselev, M.A., Grama, V.S., Matveev, D.B. and Ivanov, V.O. (2020). *Integrated diagnostics of technical condition and serviceability evaluation of metal materials by nondestructive testing methods*. *Zagotovitelnyye proizvodstva v mashinostroyenii*, vol. 18, no. 4, pp. 178–181. (in Russian)
2. Figurovsky, D.K., Roberov, I.G., Grama, V.S. and Kiselev, M.A. (2018). *Otsenka tekhnicheskogo sostoyaniya tonkolistovoy trip-stali posle silovogo vozdeystviya* [Assessment of the technical condition of thin-sheet trip-steel after force action]. KIMILA-2018: materialy III Otrasleyovoy konferentsii po izmeritelnoy tekhnike i metrologii dlya issledovaniy letatelnykh apparatov [Proceedings of the III Industry Conference on Measuring Technology and Metrology for Aircraft Research]. Zhukovsky: TSAGI, pp. 239–245. (in Russian)
3. Kotelkin, A.V., Zvonkov, A.D., Lyuttsau, A.V. and Matveev, D.B. (2009). *Ostatochnyye napryazheniya i portativnyye rentgenovskiy difraktometry dlia ikh opredeleniya* [Residual stresses and portable X-ray diffractometers for their determination]. V kn.: *Progressivnyye tekhnologii OMD* [In book: Progressive technologies of OMD]. Moscow: IRIAS, pp. 423–435. (in Russian)
4. James, M.R. (1982). The relaxation of residual stresses during fatigue. *Residual Stress and Stress Relaxation: Sagamore Army Materials Research Conference Proceedings*, in Kula E., Weiss V. (Eds.). Springer, Boston, MA, vol. 28, pp. 297–314. DOI: 10.1007/978-1-4899-1884-0_16
5. Berkley, S.G. (1996). *Method for measuring and extending the service life of fatigue-limited metal components*. United States Patent US, no. 5490195A, February 02, 1996.
6. Rezende, A.B., Fonseca, S.T., Minicucci, D.J., Fernandes, F.M., Farina, P.F.S. and Mei, P.R. (2020). *Residual stress characterization by x-ray diffraction and correlation with hardness in a class railroad wheel*. *Journal of Materials Engineering and Performance*, issue 9, pp. 6223–6227. DOI: 10.1007/s11665-020-05097-x
7. Mishchenko, A., Wu, L., da Silva, V.K., Scotti, A. (2018). *Analysis of residual stresses resulting from the surface preparation for X-ray diffraction measurement*. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 40, issue 2, article number: 94. DOI: 10.1007/s40430-018-1036-5
8. Luo, Q. and Yang, S. (2017). Uncertainty of the x-ray diffraction (XRD) $\sin^2 \psi$ technique in measuring residual stresses of physical vapor deposition (PVD) hard coatings. *Coatings*, vol. 7, issue 8, ID: 128. DOI: 10.3390/coatings7080128 (accessed 10.09.2020).
9. Xu, X., Yu, H. and Lin, Z. (2020). *Study of residual stress variation with depth of friction stir welded aluminium plates with different thicknesses*. *Science and Technology of Welding and Joining*, vol. 25, iss. 4, pp. 297–302. DOI: 10.1080/13621718.2019.1693722

10. Prevéy, P.S. (1986). *X-ray diffraction residual stress techniques*. Metals Handbook, vol. 10, Metals Park, OH: American Society for Metals, pp. 380–392. DOI: 10.31399/asm.hb.v10.a0001761

11. Umansky, Ya.S., Skakov, Yu.A., Ivanov, A.N. and Rastorguyev, L.N. (1982). *Kristallografiya, rentgenografiya i elektronnaya mikroskopiya* [Crystallography, X-ray and electron microscopy]. Moscow: Metallurgiya, 632 p. (in Russian)

12. Kotelkin, A.V., Zvonkov, A.D., Lyuttsau, A.V., Matveev, D.B. and Roberov, I.G. (2012). *Primeneniye metoda rentgenovskoy difraktometrii dlya otsenki sostoyaniya elementov konstruktsiy aviatsionnoy tekhniki* [Application of the X-ray diffractometry method for assessing the state of structural elements of aviation equipment]. Tekhnika vozdushnogo flota, pp. 21–25. (in Russian)

13. Sosnovskiy, L.A. (1994). *Mekhanika ustalostnogo razrusheniya: slovar-spravochnik* [Fatigue fracture mechanics: reference dictionary], part 2. Gomel: NPO «TRIBOFATIKA», 340 p. (in Russian)

14. Sosnovskiy, L.A. (1994). *Mekhanika ustalostnogo razrusheniya: slovar-spravochnik* [Fatigue fracture mechanics: reference dictionary], part 1. Gomel: NPO «TRIBOFATIKA», 328 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Dmitry B. Matveev, Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, Federal State Budgetary Institution of Science, All-Russian Institute for Scientific and Technical Information, RAS dmatveev@yandex.ru.

Ilya G. Roberov, Doctor of Technical Sciences, Chief Researcher, Federal Unitary Enterprise, State Research Institute of Aviation Systems, roberov@yandex.ru.

Mikhail A. Kiselev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Aerodynamics, Design and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, m.kiselev@mstuca.aero.

Alexander V. Kotelkin, Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, National University of Science and Technology, rant05@list.ru.

Поступила в редакцию 14.11.2020
Принята в печать 28.01.2021

Received 14.11.2020
Accepted for publication 28.01.2021