

## МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

Научная статья  
УДК 621.9: 539.4  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180659>

### РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЙ ФОРМЫ ИЗДЕЛИЯ И ЕГО РЕСУРСА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

Дмитрий Викторович Евдокимов<sup>1</sup> ✉, Артем Алексеевич Алексенцев<sup>2</sup>, Рамиль Маратович Ахтамьянов<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет),

Самара, Россия

<sup>1, 2, 3</sup> Авиаагрегат,

Самара, Россия

<sup>1</sup> [dmitry.evd.ssau@gmail.com](mailto:dmitry.evd.ssau@gmail.com) ✉

<sup>2</sup> [artem2000samara@gmail.com](mailto:artem2000samara@gmail.com)

<sup>3</sup> [arm102bash@yandex.ru](mailto:arm102bash@yandex.ru)

**Аннотация.** Статья посвящена разработке комплексной методики оценки отклонений формы изделия и его ресурса в зависимости от остаточных напряжений. Отличительной особенностью методики является возможность для указанной комбинации параметров качества отслеживать влияние каждой технологической операции в отдельности. Также учтено, что остаточные напряжения формируются под воздействием совокупности силового и температурного факторов. Алгоритмы методики позволяют оптимизировать режимы и условия отдельных процессов формообразования с точки зрения качества поверхностного слоя изделий и их ресурса.

**Ключевые слова:** функциональные параметры обработки, технологические остаточные напряжения, ресурс детали, качество поверхностного слоя, геометрическая точность, поверхностное пластическое деформирование

**Для цитирования:** Евдокимов Д.В., Алексенцев А.А., Ахтамьянов Р.М. Разработка комплексной методики оценки отклонений формы изделия и его ресурса в зависимости от технологических остаточных напряжений // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 164–173. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180659>

## MACHINE-BUILDING ENGINEERING AND MACHINE SCIENCE

Original article

### DEVELOPING COMPLEX EVALUATION TECHNIQUE FOR THE PRODUCT SHAPE DEVIATIONS AND ITS ENDURANCE IN DEPENDENCE OF TECHNOLOGICAL RESIDUAL STRESSES

Dmitrii V. Evdokimov<sup>1</sup> ✉, Artem A. Aleksentsev<sup>2</sup>, Ramil' M. Akhtam'yanov<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Samara National Research University,

Samara, Russia

<sup>1, 2, 3</sup> "Aviaagregat",

Samara, Russia

<sup>1</sup> [dmitry.evd.ssau@gmail.com](mailto:dmitry.evd.ssau@gmail.com) ✉

<sup>2</sup> [artem2000samara@gmail.com](mailto:artem2000samara@gmail.com)

<sup>3</sup> [arm102bash@yandex.ru](mailto:arm102bash@yandex.ru)

© Евдокимов Д.В., Алексенцев А.А., Ахтамьянов Р.М., 2024

**Abstract**

The article deals with the development of a comprehensive technique for reducing deviations in the product shape and its service life depending on residual stresses. A distinctive feature of the technique is the ability to monitor the impact of each technological operation separately for the given quality parameters. As the result, the presented work explores the traverse of the front support of a medium-range aircraft. Namely, the dependencies were obtained that correlate the geometric deviations of the controlled dimensions of the product, as well as its service life with the values of residual stresses formed in the surface layer of the traverse at the stages of mechanical processing and hardening. For this purpose, a comprehensive technique, based on mathematical and finite element models, was developed.

At the first stage of the conducted study, the developed finite element model was used, which allowed determining the magnitude, sign and nature of the distribution of residual stresses formed in the surface layer of the workpiece at the stages of machining with a blade tool. Using this model, a numerical full factorial experiment was performed, as a result of which power-law dependences were obtained linking the milling modes and conditions with the maximum value of residual stresses. The important features of the developed model consist in accounting for the thermal intensity of the cutting process, with regard to the presence of coolant in the cutting opening and has the ability to change the cutting tool. It is worth noting as well that, in order to test the model, a full-scale full factorial experiment was conducted. It revealed the greatest discrepancy between the natural and numerical experiments of 12.7%, which is a small error in many determinations of residual stresses.

The complex technique presented in the work allows at this stage employing data on residual stresses from other researchers, who have obtained power-law relationships or a data table that tracks the relationship between the modes of the technological operation under consideration and the values of residual stresses distributed in the surface layer of the workpiece.

At the second stage of research, the developed finite element model was used, which allows estimating the product life and deformations resulting from the impact of technological residual stresses. Using this model, a full factorial numerical experiment was conducted, in which the maximum value of residual stresses formed in various blade processing modes employed in production was varied, and the maximum value of residual stresses formed in different shot blasting modes was varied as well. It is worth noting here as well that in the developed finite element model, the values of residual stresses formed in the surface layer of workpieces at the stages of shot peening and obtained as the result of using the derived power-law relationships of other researchers were used. Thus, as the result of a numerical experiment, power-law dependences were obtained, which make it possible, depending on the magnitude of residual stresses formed at the stages of blade and shot blasting, to determine the service life and deviations of the controlled dimensions of the product.

The presence of such dependencies allows finding the optimal values of residual stresses that should be formed in the previously mentioned technological operations. Again, with known optimal values of residual stresses and with the help of power relations, which in the case of the presented study were obtained using the finite element model mentioned at the first stage of working with the complex methodology, the optimal values of the modes of technological operations were determined, namely blade mechanical processing and shot blasting.

**Keywords:** functional processing parameters, technological residual stresses, part life, quality of the surface layer, geometric accuracy, surface plastic deformation

**For citation:** Evdokimov D.V., Aleksentsev A.A., Akhtam'yanov R.M. Developing Complex Evaluation Technique for the Product Shape Deviations and Its Endurance in Dependence of Technological Residual Stresses. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 164-173. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180659>

## Введение

Современный этап развития отечественного авиастроения характеризуется наличием большого числа амбициозных проектов, к которым относится и доводка перспективного пассажирского среднемагистрального самолета. Проблемы, возникающие при производстве и эксплуатации нового самолета, в целом связаны с общими тенденциями развития машиностроения. К ним можно отнести, например, рост количества сложнопрофильных деталей и труднообрабатываемых заготовок, как правило обусловленный конструктивным усложнением узлов и агрегатов, а также применением высокопрочных материалов, имеющих высокую вязкость, значительную анизотропию механических свойств и низкую теплопроводность. Усложнение форм деталей является следствием стремления повысить эксплуатационные характеристики узлов и агрегатов, состоящих из них. Указанные аспекты технологического развития особенно заметны в авиакосмической промышленности, где изделия испытывают экстремальные нагрузки [1–4].

В авиационной промышленности наряду с высокой трудоемкостью изготовления существуют и трудности обеспечения заданного ресурса работы. При этом трудоемкость изготовления деталей объясняется не только сопротивлением материала заготовки резанию, но и сложностью обеспечения геометрических параметров качества изделия: шероховатости поверхности, отклонения формы детали от номинальной и волнистости поверхности [5].

Известно, что на ресурс детали влияет не только ее конструктивная продуманность, но и качество ее поверхностного слоя, сформированного на этапах технологического процесса. В свою очередь, к качеству поверхностного слоя относятся не только перечисленные ранее геометрические параметры, но и физическое состояние материала поверхностного слоя и его напряженность [5]: глубина и степень поверхностного наклепа, величина, глубина и характер распределения остаточных напряжений, хемосорбция, образование вторичных структур, диффузия из смазочной среды [5, 6]. Исходя из этого, востребованными являются методики, позволяющие определять на этапах проектирования детали значения параметров, с помощью которых возможно оценивать ее ресурс. При этом, если методика дополнительно позволяет учитывать влияние технологических факторов, это, несомненно, повышает достоверность получаемых с помощью такой методики результатов.

Методики, с помощью которых можно оценить влияние отдельных технологических процессов на ресурс детали, помогают оптимизировать каждый в отдельности технологический процесс с позиции рабочего ресурса детали.

## К выбору производственного примера для разработки комплексной методики оценки геометрических отклонений формы изделия и его ресурса в зависимости от остаточных напряжений

Приводится результат исследования влияния технологических остаточных напряжений на геометрические отклонения формы детали и ее рабочий ресурс. В качестве примера была взята траверса переднего взлетно-посадочного устройства перспективного отечественного пассажирского среднемагистрального самолета. Прототипы, на базе которых проектировалась данная деталь, относятся к наиболее технологичным траверсам самых надежных в эксплуатации отечественных самолетов, таких как Ту-154 (рис. 1) и Ту-214 (рис. 2), для которых в качестве материала траверс был выбран алюминиевый сплав В93.

Вид траверсы передней опоры перспективного самолета представлен вместе с видом ее заготовки, выполняемой из алюминиевого сплава 1933, на рис. 3.

Использование прототипов при проектировании изделия отражается не только на конструкторских решениях, но и на технологических подходах в производстве. Ощутимая помощь конструкторам, технологам, испытателям, техникам заключается в

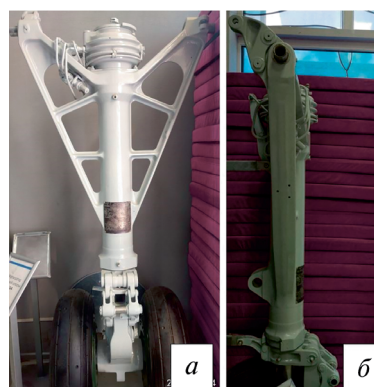


Рис. 1. Вид траверсы передней опоры самолета Ту-154 спереди (а) и сбоку (б)

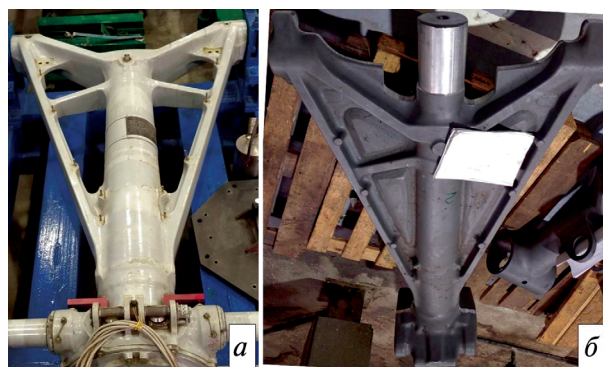


Рис. 2. Вид траверсы передней опоры самолета Ту-214 (а) и ее заготовки (б)

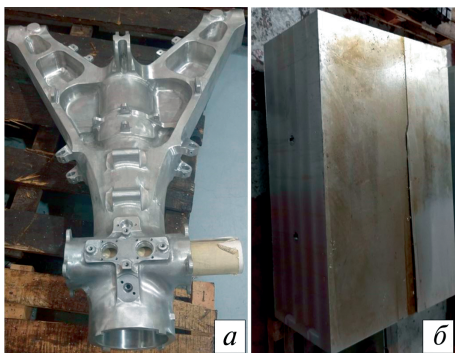


Рис. 3. Вид траверсы передней опоры перспективного отечественного пассажирского среднемагистрального самолета (а) и ее заготовки (б)

том, что проблемы, возникающие при производстве и эксплуатации нового изделия, могут быть аналогичны тем, которые уже возникали и были решены на прототипах. В процессе решения проблем появляются конструктивные изменения, изменения, связанные с технологическим процессом и его элементами, а также создается база эмпирических данных об изделии, куда могут входить, например, показатели микротвердости, остаточных напряжений, сформированных в поверхностном слое изделия на различных этапах технологического процесса.

Именно подобный опыт оказался полезным при разработке комплексной методики, позволяющей оценивать геометрические отклонения формы изделия и его ресурс в зависимости от величины, знака и характера распределения технологических остаточных напряжений в поверхностном слое.

Авторство предыдущего варианта исполнения рассматриваемой детали принадлежало зарубежной компании Safran SA, деталь устанавливалась на предыдущую модификацию данного самолета. Одной из основных проблем, возникающих при эксплуатации этой траверсы, являлось возникновение трещин в месте установки кронштейнов узла поворота передней опоры. По причине низкой надежности траверсы, а также действия программы импортозамещения предприятием АО «Авиаагрегат» была разработана и изготовлена усиленная траверса с двумя отверстиями крепления кронштейнов, предназначенная для передней опоры перспективного отечественного самолета.

Однако предпринятые меры по увеличению эксплуатационной надежности траверсы не дали желаемого результата. Участок установки кронштейнов все так же характеризовался трещинообразованием на посадочных поясах отверстий.

Траверсы передних опор перспективного самолета и его предыдущей модификации, а также их

посадочные отверстия под кронштейны изображены на рис. 4 и 5.

Аналитический прочностной анализ статического и динамического нагружения усиленной траверсы (рис. 5) показал, что коэффициент запаса по прочности не удовлетворяет требованиям эксплуатационной надежности. Таким образом, увеличение количества отверстий не дало необходимого результата. На данном этапе повысить запас прочности стало возможным только технологическими методами, ввиду наличия ограничений, связанных с толщиной стенок траверсы и условиями ее монтажа в составе взлетно-посадочного устройства, которые не позволяли вносить дальнейшие конструктивные изменения. Исходя из этого было принято решение проанализировать технологический процесс формирования проблемной зоны траверсы. В результате проведенного анализа было решено уделить особое внимание величине, знаку и характеру распределения остаточных напряжений в поверхностном слое зоны при исследуемых отверстиях траверсы [7–9].

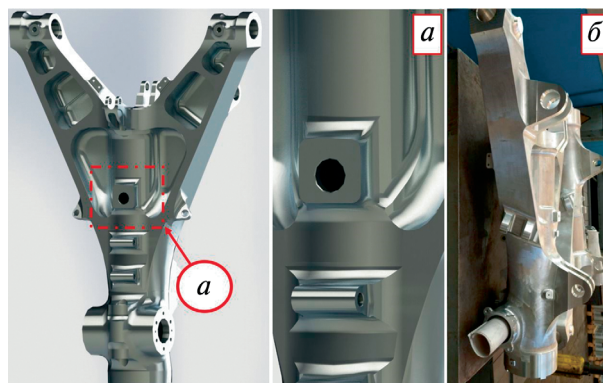


Рис. 4. Траверса зарубежной конструкции, зона установки кронштейнов (а) и вид сбоку готового изделия (б)

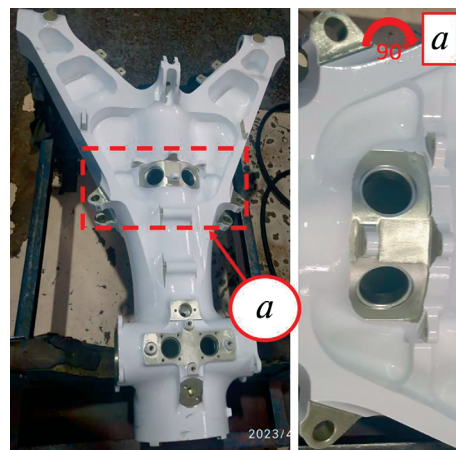


Рис. 5. Усиленная траверса и зона установки кронштейнов (а)

### Симуляционная числовая модель для определения величины и характера распределения технологических остаточных напряжений в поверхностном слое

Кроме анализа технологического процесса, была разработана числовая модель процесса механической обработки, позволяющая с высокой достоверностью определять знак, величину и характер распределения остаточных напряжений, формируемых в поверхностном слое заготовок на этапах механической обработки. Ключевыми функциями модели являются: возможность использования в расчетах различного лезвийного инструмента, возможность учета технологической наследственности и возможность оптимизации режимов и условий обработки. В контексте представленной работы под оптимизацией режимов обработки подразумевается подбор таких режимов, при которых остаточные напряжения в поверхностном слое изделия будут минимальными в случае, если остаточные напряжения растягивающие, и максимальными, если напряжения сжимающие. Вместе с тем сформированные в поверхностном слое напряжения не должны приводить к отклонениям контрольных размеров детали, превышающим допускаемые значения.

Разработанная конечно-элементная модель, демонстрирующая решение в виде построенных объемных эпюр остаточных напряжений применительно к этапу фрезерования, представлена на рис. 6.

Для виртуальных тел конечно-элементной модели были заданы исходные данные, необходимые для определения остаточных напряжений: физико-механические характеристики материалов, коэффициенты уравнений, описывающих пластическое поведение и разрушение материала заготовки в процессе симуляции резания, кинематика виртуальных тел, соответствующая рассматриваемым в ходе симуляции режимам обработки [10–12]. Стоит отметить, что поверхностный слой деталей, соглас-

но теории Б.А. Кравченко [9], формируется под влиянием силового и температурного факторов при доминирующем влиянии первого, однако если в поверхностном слое происходят структурные и фазовые изменения, то роль температурного фактора резко возрастает. То есть остаточные напряжения в поверхностном слое изделий, значительно влияющие на ресурс и геометрическую точность изделий, формируются в непосредственной зависимости от комплексного воздействия указанных факторов.

Таким образом, к исходным данным, использованным в расчетах остаточных напряжений при помощи разработанной конечно-элементной модели, были добавлены температурные поля, соответствующие задаваемым режимам обработки и полученные при помощи методики [13].

### Результаты определения остаточных напряжений на основе натурального эксперимента и численного, выполненного при помощи рабочей модели

С целью проверки адекватности симуляционной конечно-элементной модели, предназначенной для построения объемных эпюр остаточных напряжений применительно к этапу фрезерования, был проведен комплекс натуральных экспериментальных исследований, в процессе которых определялись окружные остаточные напряжения, а варьируемыми параметрами режима резания являлись скорость резания  $v$ , подача на зуб  $S_z$  и глубина фрезерования  $t$ . В качестве обрабатываемого материала использовался жаропрочный титановый сплав ВТ9.

С целью определения эмпирической зависимости, связывающей окружные остаточные напряжения со скоростью резания, подачей на один зуб фрезы и глубиной резания, был проведен полный факторный эксперимент. Результаты натурального эксперимента в виде графиков представлены на рис. 7–9.

После обработки результатов полного факторного эксперимента была получена зависимость

$$(\sigma_\tau - \mu\sigma_o)_{\max} = 197,6 \cdot v^{0,107} S_z^{0,372}. \quad (1)$$

Стоит отметить, что для использованного диапазона варьирования режимов в процессе натурального эксперимента глубина резания была исключена из эмпирической зависимости по результату проверки значимости коэффициентов регрессии.

Сопоставление результатов натурального эксперимента и численного, выполненного по разработанной конечно-элементной модели, представлено в таблице.

Как видно из таблицы, максимальное расхождение результатов натурального и численного экспериментов не превышает 12,7%, что достаточно хорошо для определения остаточных напряжений.

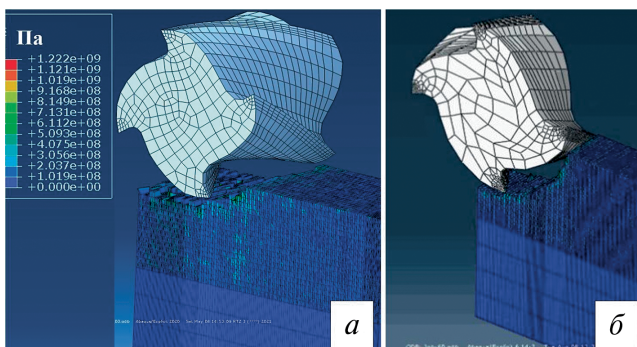


Рис. 6. Симуляция процесса резания при помощи конечно-элементной модели с глубинами фрезерования  $t = 1,5$  мм (а) и  $t = 5$  мм (б)

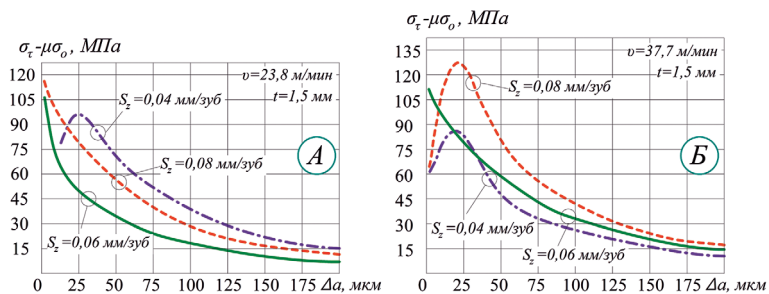


Рис. 7. Влияние подачи на зуб  $S_z$  при скоростях резания  $v = 23,8$  м/мин (а) и  $v = 37,7$  м/мин (б) и глубине фрезерования 1,5 мм на величину и характер распределения остаточных напряжений по глубине поверхностного слоя

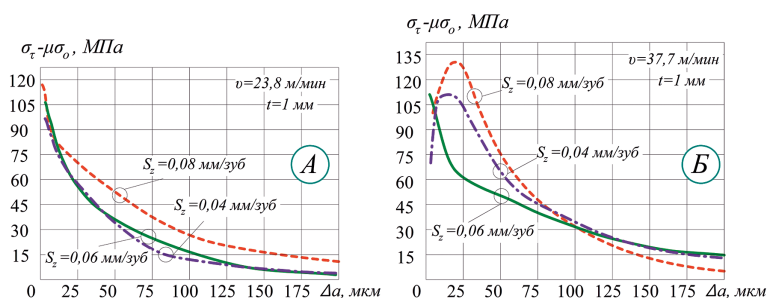


Рис. 8. Влияние подачи на зуб  $S_z$  при скоростях резания  $v = 23,8$  м/мин (а) и  $v = 37,7$  м/мин (б) и глубине фрезерования 1 мм на величину и характер распределения остаточных напряжений по глубине поверхностного слоя

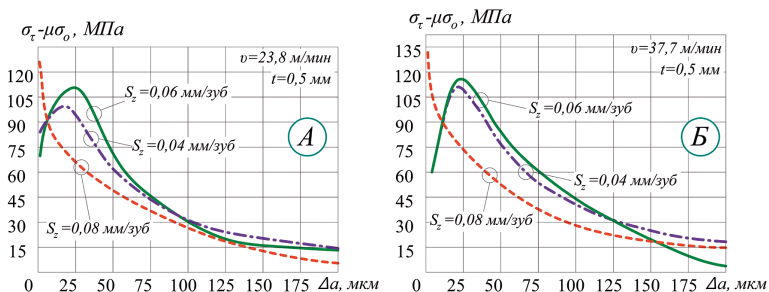


Рис. 9. Влияние подачи на зуб  $S_z$  при скоростях резания  $v = 23,8$  м/мин (а) и  $v = 37,7$  м/мин (б) и глубине фрезерования 0,5 мм на величину и характер распределения остаточных напряжений по глубине поверхностного слоя

**Результаты сходимости натурного и численного экспериментов**

v, м/мин	$S_z$ , мм/зуб	$\sigma_t - \mu\sigma_0$ , МПа		$\Delta$ , %
		Натурный эксперимент	Численный расчет по модели	
23,8	0,04	96,3	97,3	1,1
	0,06	107,2	120,8	12,7
	0,08	115	101,2	12
37,7	0,04	85	82,4	3,1
	0,06	110	107,7	2,1
	0,08	127,7	128,6	0,7

Исходя из проанализированных технологических процессов изготовления прототипов траверсы передней опоры перспективного среднемагистрального самолета, документации, содержащей материалы исследования параметров качества поверхностного слоя траверсы, а также из проведенного численного анализа с использованием разработанной конечно-элементной модели, было сделано заключение о наличии растягивающих остаточных напряжений возле посадочных отверстий под кронштейны, что, несомненно, способствует трещинообразованию, уменьшающему ресурс детали.

**Разработка конечно-элементной модели оценки напряженно-деформированного состояния изделий**

Если в поверхностном слое присутствуют растягивающие остаточные напряжения, наиболее распространенным решением проблемы является использование методов поверхностного пластического деформирования с целью наведения полей сжимающих остаточных напряжений. Тот же подход был выбран и применительно к разрушающемуся участку исследуемой траверсы. Однако на данном этапе важным было не только назначение оптимальных режимов упрочнения поверхностного слоя с точки зрения ресурса изделия, но и отслеживание технологических деформаций изделия, чтобы деталь находилась в своих контролируемых размерах внутри допустимых значений согласно конструкторской документации. В качестве метода поверхностного пластического деформирования была выбрана дробеструйная обработка, наилучшим образом подходящая для детали, имеющей представленную конфигурацию (см. рис. 3) [8].

На данном этапе была разработана конечно-элементная модель траверсы передней опоры перспективного среднемагистрального самолета, которая позволяет загружать в поверхностный слой изделия эпюры остаточных напряжений, сформированных на этапах механической обработки и поверхностного пластического деформирования.

Главной особенностью разработанной конечно-элементной модели является возможность оценки напряженно-деформированного состояния изделия при каждой технологической операции его изготовления в отдельности. Пример напряженно-деформированного состояния поверхностного слоя траверсы в зоне посадочных отверстий под кронштейны, вызванного действием остаточных напряжений с пиками: +50 МПа и +250 МПа, показан на рис. 10.

**Исследование влияния технологических остаточных напряжений на геометрическую точность и ресурс**

На данном этапе был проведен численный эксперимент, при котором в поверхностный слой посадочных отверстий кронштейнов разработанной конечно-элементной модели (см. рис. 10) загружалась вариация значений остаточных напряжений, в диапазон которых входит максимальное значение остаточных напряжений, сформированных в результате всех операций механической обработки, примененных при формообразовании разрушающейся зоны траверсы.

По результату вычислений был получен график, демонстрирующий изменение линейных взаимно перпендикулярных размеров по окружности посадочного отверстия кронштейнов (величины  $h_{top}$  и  $h_{vert}$ , рис. 11 и 12), а также коэффициента запаса

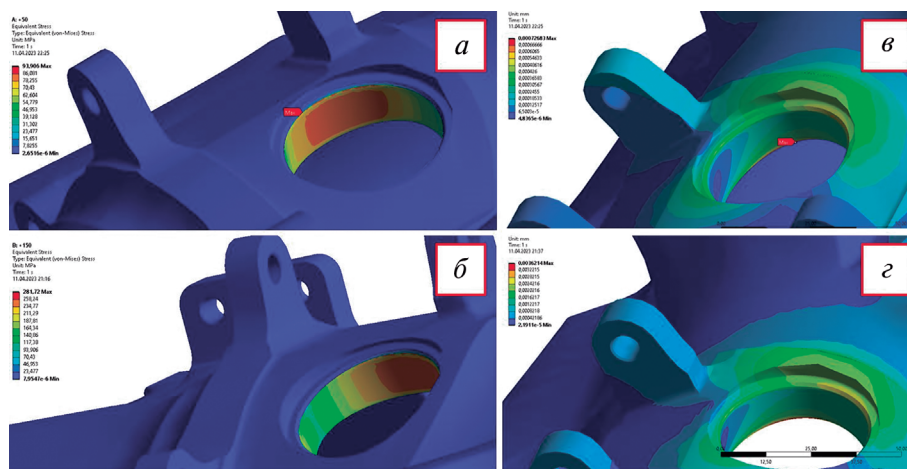


Рис. 10. Поля эквивалентных напряжений (а и б) и деформаций (в и г) в зонах исследуемых монтажных отверстий, где были загружены в поверхностный слой эпюры остаточных напряжений, с пиками: +50 МПа (а) и +250 МПа (б)

выносливости проблемного участка траверсы, в зависимости от остаточных напряжений, сформированных на этапах механической обработки (рис. 13, участок от линии В в сторону положительных значений).

На рис. 11 и 12 показана точка, соответствующая максимальному значению остаточных напряжений (+236 МПа), полученных для поверхностного слоя посадочных поясков отверстий исходя из анализа технологической документации, а также в результате применения разработанной методики по определению остаточных напряжений (см. рис. 6). При этом отклонение  $h_{\text{верт}}$  выходит за поле допуска, а коэффициент запаса выносливости для 20000 циклов нагружения  $k_{20000}$  для данного напряженно-деформированного состояния принимает значение

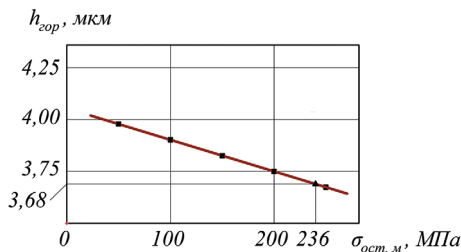


Рис. 11. Отклонения взаимно перпендикулярных диаметральных размеров в горизонтальной плоскости

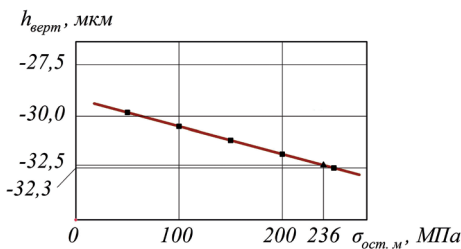


Рис. 12. Отклонения взаимно перпендикулярных диаметральных размеров в вертикальной плоскости

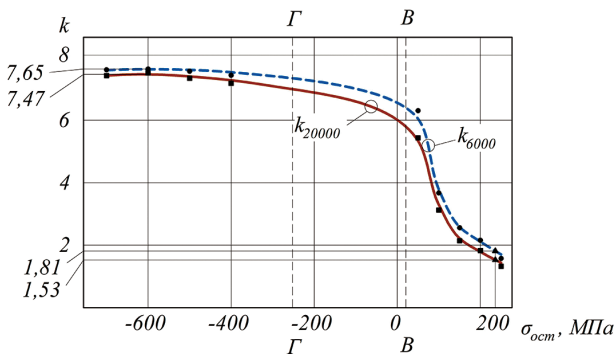


Рис. 13. Изменение коэффициента запаса выносливости проблемного участка траверсы в зависимости от остаточных напряжений

1,53 (при 6000 циклах  $k_{6000}$  соответствует 1,81), что является недостаточным для надежной работы взлетно-посадочного устройства.

Следующим этапом стал полный факторный численный эксперимент. В процессе его проведения для вариации напряженно-деформированных состояний траверсы, вызванных остаточными напряжениями, сформированными в результате механической обработки, загружалась в поверхностный слой траверсы вариация остаточных напряжений, формирующаяся в процессе дробеструйного упрочнения [14–16]. Цель данного эксперимента заключалась в том, чтобы найти оптимальный режим упрочнения с учетом технологической наследственности, при этом оптимум выбирался по критериям ресурса изделия, а также геометрической точности посадочных отверстий кронштейнов.

Графики, полученные по результатам полного факторного эксперимента, представлены на рис. 13 (участок от линии Г в сторону отрицательных значений), а выведенные функции, связывающие значения отклонений взаимно перпендикулярных диаметральных размеров посадочных отверстий кронштейнов и коэффициент запаса выносливости проблемного участка траверсы со значениями остаточных напряжений, сформированных на этапах механической обработки и поверхностного пластического упрочнения, представлены ниже:

$$h_{\text{верт}} = \left[ \frac{0,005 \cdot \sigma_{\text{ост.м}}^{1,102} \cdot \left( \frac{|\sigma_{\text{ост.уп}}|}{500} \right)^{6,113}}{1000} \right] - 0,0376; \quad (2)$$

$$h_{\text{гор}} = \left[ \frac{3,909 \cdot \sigma_{\text{ост.м}}^{0,188} \cdot \left( \frac{|\sigma_{\text{ост.уп}}|}{500} \right)^{9,967}}{1000} \right] - 0,02; \quad (3)$$

$$k_{6000} = \frac{33,255}{\sigma_{\text{ост.м}}^{0,19} \cdot \sigma_{\text{ост.уп}}^{0,065}}; \quad (4)$$

$$k_{20000} = \frac{5,799}{\sigma_{\text{ост.м}}^{0,113} \cdot \sigma_{\text{ост.уп}}^{-0,117}}; \quad (5)$$

где  $\sigma_{\text{ост.уп}}$  – максимальное значение остаточных напряжений, сформированных на этапе упрочнения, МПа;  $\sigma_{\text{ост.м}}$  – максимальное значение остаточных



напряжений, сформированных на этапах механической обработки, МПа;  $h_{\text{верт}}$  и  $h_{\text{гор}}$  — отклонения взаимно перпендикулярных диаметральных размеров посадочных отверстий, мм;  $k_{20000}$ ,  $k_{6000}$  — коэффициенты запаса выносливости для 20000 и 6000 циклов нагружения соответственно.

Исходя из полученных зависимостей, оптимальное значение сжимающих напряжений, которого следует достичь методами поверхностного пластического деформирования, составляет –600 МПа, при этом коэффициент запаса выносливости разрушающегося участка увеличивается до значения 7,47 (для 20000 циклов, для 6000  $k_{6000} = 7,65$ ), а отклонения  $h_{\text{гор}}$  и  $h_{\text{верт}}$  находятся в поле допуска. При поиске оптимальных параметров режимов механической обработки и упрочнения для данных функций стоит использовать эмпирические зависимости, аналогичные (1), которые есть, например, в работах [17–20].

### Выводы

Разработана комплексная методика оценки комбинации параметров, характеризующих отклонения формы исследуемого изделия, и его ресурса в зависимости от остаточных напряжений, формирующихся в поверхностном слое на этапах технологического процесса. На примере траверсы взлетно-посадочного устройства были в отдельности рассмотрены напряженно-деформированные состояния по результату этапов механической обработки и последующего этапа поверхностного пластического деформирования. Важной особенностью методики является то, что при определении остаточных напряжений на этапах механической обработки учитывается, что остаточные напряжения формируются при совокупном действии силового и температурного факторов, что сказывается на достоверности получаемых по методике результатов. Возможность рассматривать каждую технологическую операцию в отдельности позволяет оптимизировать управляющие параметры операций. Последнее было продемонстрировано путем вывода степенных зависимостей, дающих возможность определять значения отклонений посадочных отверстий кронштейнов траверсы и коэффициентов запаса выносливости в данной области под действием остаточных напряжений, сформированных на этапах механической обработки, и остаточных напряжений, полученных в результате дробеструйного упрочнения. А уже при помощи степенных зависимостей, связывающих значения остаточных напряжений с параметрами режимов и условий процессов формообразования, можно их оптимизировать, что и было сделано.

### Список источников

1. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей: Учебник. — М.: Эколит, 2016. — 208 с.
2. Филинов Е.П., Безбородова К.В. Анализ конструкции трехконтурных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 3. С. 159–170. DOI: 10.34759/vst-2021-3-159-170
3. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 34–43.
4. Белов Н.А., Алабин А.Н. Перспективные алюминиевые сплавы с добавками циркония и скандия // Цветные металлы. 2007. № 2. С. 99–106.
5. Скуратов Д.Л., Трусов В.Н. Обработка конструкционных материалов. Ч. 1. Процессы резания и режущие инструменты: Учебное пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2012. — 196 с.
6. Скуратов Д.Л., Хаймович А.И., Абульханов С.Р. Обработка конструкционных материалов. Ч. 2. Процессы, инструменты и станки: Учебное пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2018. — 120 с.
7. Evdokimov D.V., Skuratov D.L., Bukatyj A.S. Development of a Finite Element Models and Method for Determining Residual Stresses in the Workpiece after the End Milling Operation // 6th International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (21–23 September 2022; Samara). DOI: 10.1109/DVM55487.2022.9930899
8. Букатый С.А. Общий подход к определению остаточных деформаций деталей после упрочнения поверхностным и объемным пластическим деформированием // Повышение качества деталей машин пластическим деформированием: Сб. тез. докл. республ. науч.-техн. конф. 12–17 сент. Фрунзе, 1988. С. 88–90.
9. Кравченко Б.А., Круцило В.Г. Механизм формирования остаточных напряжений при свободном резании закаленных сталей // Обработка высокопрочных сталей и сплавов инструментами из сверхтвердых синтетических материалов: Труды КПТИ. Вып. 2. Куйбышев: КПТИ, 1980. С. 91–97.
10. Залого В.А., Криворучко Д.В., Хвостик С.Н. О выборе уравнения состояния обрабатываемого материала для моделирования процесса резания методом конечных элементов // Вестник СумГУ. 2006. № 56. С. 92–101.
11. Захаров А.М. Промышленные сплавы цветных металлов. Фазовый состав и структурные составляющие. — М.: Металлургия, 1980. — 256 с.
12. Kay G. Failure Modeling of Titanium 6Al-4V and 2024-T3 Aluminum With the Johnson-Cook Material Model. — Research report (conclusion), 2002. — 27 p. DOI: 10.2172/15006359
13. Evdokimov D.V., Skuratov D.L., Fedorov D.G. Thermal Fields in the End Milling of VT6 Titanium Alloy with Cooling // Russian Engineering Research. 2015. Vol. 35. No. 10, pp. 773–776. DOI: 10.3103/S1068798X15100093

14. Васькин К.Я. Расчет остаточных напряжений при точении поверхности с износостойкими покрытиями // Вектор науки ТГУ. 2012. № 3(21). С. 60–65.
15. Букатый А.С. Конечно-элементное моделирование и исследование остаточных напряжений и деформаций деталей после дробеструйного упрочнения // Вестник машиностроения. 2016. № 6. С. 58–62.
16. Букатый С.А., Букатый А.С. Энергетический метод определения рациональных режимов упрочнения тонкостенных и маложестких деталей ГТД поверхностным пластическим деформированием // Авиационно-космическая техника и технология. 2009. № 10(67). С. 45–49.
17. Li Y., Gan W., Zhou W., Li D. Review on residual stress and its effects on manufacturing of aluminium alloy structural panels with typical multi-process // Chinese Journal of Aeronautics. 2023. Vol. 36. No. 5, pp. 96–124. DOI: 10.1016/j.cja.2022.07.020
18. Li J.G., Wang S.Q. Distortion caused by residual stresses in machining aeronautical aluminum alloy parts: recent advances // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2017. Vol. 89. No. 1. pp. 997–1012. DOI:10.1007/s00170-016-9066-6
19. Shvetsov A.N., Skuratov D.L. Influence of Diamond Smoothing on the Surface Layer of a 30XГСН2А-ВД High-Strength Steel Workpiece // Russian En
20. Швецов А.Н., Скуратов Д.Л. Динамика формирования остаточных напряжений в поверхностном слое деталей из стали 15Х12Н2МВФАБ-Ш // Динамика и виброакустика машин: материалы III Международной научно-технической конференции (29 июня - 01 июля 2016; Самара). Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2016. С. 201–202.

## References

1. Akimov V.M. *Osnovy nadezhnosti gazoturbinykh dvigatelei* (Fundamentals of reliability of gas turbine engines), Moscow, Ehkolit, 2016, 208 p.
2. Filinov E.P., Bezborodova K.V. Double bypass turbojet engine structure analysis. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 3, pp. 159–170. DOI: 10.34759/vst-2021-3-159-170
3. Lukovnikov A.V. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34–43.
4. Belov N.A., Alabin A.N. *Tsvetnyye metally*, 2007, no. 2, pp. 99–106.
5. Skuratov D.L., Trusov V.N. *Obrabotka konstruksionnykh materialov. Ch. 1. Protsessy rezaniya i rezhushchie instrumenty* (Processing of structural materials. Part 1. Cutting processes and cutting tools). Samara, SGAU, 2012, 196 p.
6. Skuratov D.L., Khaimovich A.I., Abul'khanov S.R. *Obrabotka konstruksionnykh materialov. Ch. 2. Protsessy, instrumenty i stanki* (Processing of structural materials. Part 2. Processes, tools and machine tools), Samara, SGAU, 2018, 120 p.
7. Evdokimov D.V., Skuratov D.L., Bukatyj A.S. Development of a Finite Element Models and Method for Determining Residual Stresses in the Workpiece after the End Milling Operation. *6th International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (21-23 September 2022; Samara)*. DOI: 10.1109/DVM55487.2022.993089
8. Bukatyj S.A. *Materialy respublikanskoi nauchno-tehnicheskoi konferentsii "Povyshenie kachestva detalei mashin plasticheskim deformirovaniem" (12-17 September 1988; Frunze)*, pp. 88–90.
9. Kravchenko B.A., Krutsilo V.G. *Trudy KPTI "Obrabotka vysokoprochnykh stalei i splavov instrumentami iz sverkhverdykh sinteticheskikh materialov"*. Issue 2. Kuibyshev, KPTI, 1980, pp. 91–97.
10. Zaloga V.A., Krivoruchko D.V., Khvostik S.N. *Vestnik SuMGU*, 2006, no. 56, pp. 92–101.
11. Zakharov A.M. *Promyshlennyye splavy tsvetnykh metallov. Fazovyi sostav i strukturnyye sostavlyayushchie* (Industrial alloys of non-ferrous metals. Phase composition and structural components), Moscow, Metallurgiya, 1980, 256 p.
12. Kay G. *Failure Modeling of Titanium 6Al-4V and 2024-T3 Aluminum With the Johnson-Cook Material Model*. Research report (conclusion), 2002, 27 p. DOI: 10.2172/15006359
13. Evdokimov D.V., Skuratov D.L., Fedorov D.G. Thermal Fields in the End Milling of VT6 Titanium Alloy with Cooling. *Russian Engineering Research*, 2015, vol. 35, no. 10, pp. 773–776. DOI: 10.3103/S1068798X15100093
14. Vas'kin K.Ya. *Vektor nauki TGU*, 2012, no. 3(21), pp. 60–65.
15. Bukatyj A.S. *Vestnik mashinostroeniya*, 2016, no. 6, pp. 58–62.
16. Bukatyj S.A., Bukatyj A.S. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2009, no. 10(67), pp. 45–49.
17. Li Y., Gan W., Zhou W., Li D. Review on residual stress and its effects on manufacturing of aluminium alloy structural panels with typical multi-process. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, vol. 36, no. 5, pp. 96–124. DOI: 10.1016/j.cja.2022.07.020
18. Li J.G., Wang S.Q. Distortion caused by residual stresses in machining aeronautical aluminum alloy parts: recent advances. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2017, vol. 89, no. 1, pp. 997–1012. DOI:10.1007/s00170-016-9066-6
19. Shvetsov A.N., Skuratov D.L. Influence of Diamond Smoothing on the Surface Layer of a 30XГСН2А-ВД High-Strength Steel Workpiece. *Russian Engineering Research*, 2020, vol. 40, no. 8, pp. 658–662. DOI: 10.3103/S1068798X20080201
20. Shvetsov A.N., Skuratov D.L. *Materialy III Mezhdunarodnoi nauchno-tehnicheskoi konferentsii "Dinamika i vibroakustika mashin" (29 June - 01 July 2016; Samara)*. Samara, Samarskii universitet, 2016, pp. 201–202.

Статья поступила в редакцию 11.01.2024; одобрена после рецензирования 14.02.2024; принята к публикации 29.02.2024.  
The article was submitted on 11.01.2024; approved after reviewing on 14.02.2024; accepted for publication on 29.02.2024.