

Журнал основан в 1932 году • Москва

Ежеквартальный научно-технический журнал

Орган Департамента авиационной промышленности
Министерства промышленности и торговли РФ
и
Национального института авиационных технологий

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.		Стр.
САМОЛЕТО- И ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ		МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ	
Ерохин А.П., Денискин Ю.И. Способ мультипликации параметрических моделей авиационных конструкций по теоретическому контуру	3	Постнов В.И., Постнова М.В., Мантусова О.Ю. Влияние коррозионно-усталостных воздействий на свойства металлополимерных КМ и конструкции из них	36
Бокша Л.В., Лищинский М.А., Рулин В.И., Юдин Г.В. Исследование гидродинамики биопрототипа для адаптивного изменения поверхности ЛА	7	КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
Иноземцев А.А., Васкецов А.А., Фатыхов Х.Х., Мелузов Ю.В., Попов А.Н. Концепция построения автоматизированных информационно-измерительных систем для испытаний ГТД 5-го поколения	12	Калюта А.А., Рудзей Г.Ф., Фролова В.А. Исследование усталостной долговечности конструктивных образцов с концентраторами напряжений, обусловленных операциями их механической обработки . .	42
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ		Стерлин А.Я., Свирский Ю.А. Принцип управления нагружением механических конструкций при испытаниях на усталость по псевдослучайным программам	46
Физулаков Р.А. Применение лазерного скрайбирования в технологии размерного химического травления	17	Мусатов Р.В. Выбор проектных параметров имитаторов космических аппаратов	49
Сенаторова О.Г., Марковцев В.А., Сомов А.В., Антипов В.В., Рудаков А.Г. Исследование структуры и свойств гнутых профилей из плакированных листов высокопрочного сплава В95очАТ2	21	Калюта А.А., Дубинин В.В., Фролова В.А. Исследование влияния календарного срока эксплуатации и термоэкспозиции на усталостную долговечность образцов заклепочного соединения из сплава АК4-1АТ1	52
Алипов А.Е., Азиков Н.С., Карпейкин И.С. Проектирование и изготовление опытного образца воздухозаборника из углепластика	25	Сабельников В.И., Медведева И.Н., Пинер А.В. Системы аварийных защит для испытания самолетов в лабораториях прочности	57
Балла О.М. Обработка точных отверстий в пакетах из разнородных материалов	27	Перечень статей, опубликованных в журнале «Авиационная промышленность» за 2013 г.	61
Ермольчева Н.В., Орлов Б.С., Скрипкин А.А., Королев А.В. К оценке площади поверхности микролунок частично регулярного микрорельефа при дискретном вибрационном резании	31		

Журнал включен в перечень ВАК

Magazine was founded in the year 1932 • Moscow

Quarterly scientific and technical magazine

Publication of Department of the Aviation Industry,
the RF Ministry for Industry and Trade,
and
National Institute of Aviation Technologies

CONTENT

	Pp.		Pp.
AIRCRAFT AND ENGINE BUILDING		Ermol'cheva N.V., Orlov B.S., Skripkin A.A., Koro-lyov A.V. On the estimation of the surface area of microwells with partially regular microrelief during discrete vibratory cutting	
Erokhin A.P., Deniskin Yu.I. A method for multiplication of parametric models of the aircraft structures on the theoretical surface	3		31
Boksha L.V., Lischinskiy M.A., Rulin V.I., Yudin G.V. Investigation on hydrodynamics of a biological prototype for adaptive measuring of the aircraft surface	7	MATERIALS AND METALLURGY	
Inozemtsev A.A., Vasketsov A.A., Fatykhov Kh.Kh., Meluzov Yu.V., Popov A.A. A concept of building an automated data-measuring system for testing fifth generation gas turbine engines	12	Postnov V.I., Postnova M.V., Mantusova O.Yu. The influence of corrosion and fatigue effects on behaviour of metal-polymeric composites and structure . . .	36
TECHNOLOGY PROBLEMS		QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE	
Fizulakov R.A. Application of laser scribing in dimensional chemical etching process	17	Kalyuta A.A., Rudzey G.F., Frolova V.A. Studies on fatigue life of structural specimens with stress raisers due to their machining	42
Senatorova O.G., Markovtsev V.A., Somov A.V., Antipov V.V., Rudakov A.G. Investigation into the structure and properties of the formed sections made of high-strength V95ochAT2 alloy clad plates	21	Sterlin A.Ya., Svirskiy Yu.A. An approach to load control of mechanical structures during fatigue tests under pseudorandom programs	46
Alipov A.E., Azikov N.S., Karpeikin I.S. Design and fabrication of a carbon-fiber plastic air intake prototype	25	Musatov R.V. Selection of design parameters for spacecraft simulators	49
Balla O.M. Processing fine holes in packages of dissimilar materials	27	Kalyuta A.A., Dubinin V.V., Frolova V.A. Investigation on the influence of calendar service life and thermal exposure on fatigue life of AK4-1AT1 alloy riveted joint specimens	52
		Sabelnikov V.I., Medvedeva I.N., Piner A.V. A safety system for testing aircrafts in strength laboratories	57

САМОЛЕТО- И ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

СПОСОБ МУЛЬТИПЛИКАЦИИ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПО ТЕОРЕТИЧЕСКОМУ КОНТУРУ

А.П.Ерохин; Ю.И.Денискин, докт. техн. наук (Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

Предложен способ построения параметрических моделей авиационных конструкций с учетом мультипликации по теоретическому контуру.

Ключевые слова: теоретический контур, параметрическая модель, система геометрического моделирования.

A METHOD FOR MULTIPLICATION OF PARAMETRIC MODELS OF THE AIRCRAFT
STRUCTURES ON THE THEORETICAL SURFACE. *A.P.Erokhin; Yu.I.Deniskin, Dr.Techn.Sc.*

A method for construction of parametric models of aircraft structures with consideration for multiplication on the theoretical surface is offered.

Keywords: theoretical surface, parametric model, geometric modeling system.

Проектирование с использованием параметрических геометрических моделей считается основным методом повышения эффективности автоматизированного проектирования машиностроительных изделий. Однако проблема использования параметрических геометрических моделей на стадии рабочего проектирования авиационных конструкций окончательно не решена. В частности, особый интерес представляет параметризация геометрических моделей деталей, имеющих криволинейные поверхности теоретического контура (ТК) летательного аппарата. Построение электронной модели каждой такой детали в системе геометрического моделирования (СГМ) трудоемко из-за сложности ее формы. Помимо этого, в одном агрегате могут находиться многочисленные группы деталей рассматриваемого типа, имеющих значительную степень кон-

структивного и геометрического подобия (например, стрингеры, пояса нервюр и т.п.). Различия в форме деталей таких групп вызваны в основном изменением формы ТК по размаху и хорде агрегата и вызванным им изменением строительной высоты.

Параметрическая модель одной из группы таких деталей позволила бы получить модели остальных деталей простым изменением значения требуемых параметров. Это снизит трудоемкость построения электронных моделей всех деталей данной группы прямо пропорционально числу входящих в группу деталей.

Современные СГМ предоставляют широкие возможности параметризации моделей, однако их реализации применительно к моделям деталей, имеющих выход на ТК, препятствует существенная методическая проблема.

В общем случае параметризованные модели, как правило, строятся в начале координат, а их расположение в конструкции изделия определяется размещением в соответствующей сборочной единице. Поскольку рассматриваемые модели привязаны к ТК, их следует строить сразу по их месту в конструкции. Построение других моделей группы связано с изменением значений параметров и положения исходной модели в пространстве. При изменении положения модели в пространстве в соответствии с ТК и параметризации требуется обеспечить сохранение геометрических построений.

Рассмотрим основные общепринятые положения и понятия, описывающие электронное моделирование изделий машиностроения.

Электронные модели выполняются в соответствии с требованиями ГОСТ 2.052–2006 ЕСКД «Электронная модель изделия. Общие положения», который предусматривает использование терминов и определений:

Электронная модель изделия (модель) – электронная модель детали (ЭМД) или сборочной единицы (ЭМСЕ).

Вспомогательная геометрия – совокупность геометрических элементов, которые используются в процессе создания геометрической модели изделия, но не являются элементами этой модели.

Геометрический элемент – идентифицированный (именованный) геометрический объект, используемый в наборе данных; *геометрическим объектом* может быть точка, линия, плоскость, поверхность, геометрическая фигура, геометрическое тело.

Положения государственных стандартов применительно к авиационной промышленности уточняются во внутренних стандартах предприятий. Так, для построения ЭМД авиационных конструкций в качестве вспомогательной геометрии используется так называемая электронная мастер-геометрия соответствующих частей изделия.

Электронная мастер-геометрия изделия (ЭМГ) содержит все данные, определяющие размеры, форму, конструктивно-силовую схему, взаимное расположение составных частей изделия, схему конструктивно-технологического членения, трассировку систем управления и коммуникаций. В частности, в состав ЭМГ входят:

- базовые и строительные плоскости ЛА и его главных составных частей;
- поверхности теоретического контура;
- базовые и строительные плоскости и оси силового набора (нервюр, лонжеронов, стрингеров и т.п.).

Определение «*вспомогательная геометрия*» имеет достаточно общий характер, поэтому для удобства работы введем термин «*привязка*». Так будем называть геометрический элемент вспомогательной геометрии, служащий размерной базой для геометрической модели детали. Для рассматриваемого класса деталей привязками будут в первую очередь оси силового набора и поверхности ТК. Определение привязок при выполнении электронной модели производится путем импорта соответствующих геометрических элементов из ЭМГ в ЭМД.

Построение модели начинается с определения привязок. Мультипликация моделей осуществляется между осевыми плоскостями и поверхностями конструктивно-силовой схемы (КСС) крыла, расположенными в пространстве дискретно, то есть при мультипликации требуется изменение части привязок.

В инженерной практике существует методика мультипликации моделей, содержащих поверхности ТК, которая предусматривает изменение положения модели путем замены геометрических элементов КСС, используемых в качестве привязок. Эта операция выполняется исключительно вручную, что делает невозможной полную параметризацию и автоматизацию проектирования. Так как расположение осевых плоскостей

тей и поверхностей КСС дискретно, существующая методика предполагает смену положения модели посредством замены плоскости или поверхности, используемой в качестве привязки.

Методика мультиплицирования моделей не обеспечивает гарантированного перестроения модели в новое положение, так как в ряде случаев теряются геометрические элементы, по характеру построения зависящие от заменяемой плоскости или поверхности. Восстановление потерянных элементов, наряду с выполняемой вручную заменой привязок, требует дополнительных трудозатрат, что снижает эффективность мультипликации модели.

Необходимость поиска и устранения причин возникших сбоев и определенный психологический дискомфорт, вызываемый системными сообщениями об ошибках, является причиной отказа от применения этой методики. Инженеры-проектировщики предпочитают выполнять каждую модель из группы геометрически подобных заново, чтобы не сталкиваться с описанными проблемами.

Для обеспечения возможности полной параметризации моделирования и устранения перечисленных трудностей требуется разработка схемы определения привязок, сохраняющей геометрические построения при изменении положения модели.

Из описания традиционной методики следует, что причина сбоев перестроения геометрии заключается в замене привязок. Следовательно, требуется найти способ избежать их замены при изменении положения модели в конструкции. Для этого следует перейти от дискретного к непрерывному способу определения осевых элементов, используемых в качестве привязок. Чтобы обеспечить такую возможность, необходимо при рассмотрении конструкции моделируемого изделия перейти сразу на несколько уровней вверх: с уровня конкретной детали

на уровень всего агрегата. В качестве наглядного примера такого агрегата используем отъемную часть крыла (ОЧК). Рассмотрим способ задания в пространстве дискретного расположения осей поперечного и продольного силового набора, поскольку мультипликация моделей рассматриваемого типа в большинстве случаев осуществляется в одном из этих двух направлений либо сразу в обоих. В продольном силовом наборе целесообразно рассмотреть способ задания осевых поверхностей стрингеров, а в поперечном – способ задания осевых плоскостей нервюр.

Осевые плоскости поперечного силового набора расположены в пространстве дискретно. В большинстве случаев они задаются параллельным смещением с определенным шагом от некоторой исходной плоскости. Так, например, для большей части плоскостей нервюр ОЧК исходной служит одна из плоскостей, расположенных в корневой части крыла.

Оси продольного силового набора также располагаются в пространстве дискретно. В качестве примера приведем распространенный вариант задания положения осевых поверхностей стрингеров. Между осями лонжеронов перпендикулярно к строительной плоскости крыла (СПК) располагается так называемая базовая плоскость крыла (БПК). От нее параллельным смещением с определенным шагом задается ряд плоскостей. Строится линия пересечения этих плоскостей с поверхностью ТК. Поверхности, проходящие через эти линии по нормали к ТК, и будут осевыми поверхностями стрингеров. Поэтому для задания осевых поверхностей продольного силового набора также применяется параллельное смещение плоскостей от некоторой исходной плоскости.

Учитывая описанные закономерности задания осей КСС, авторами предложено использовать в качестве привязок не сами оси

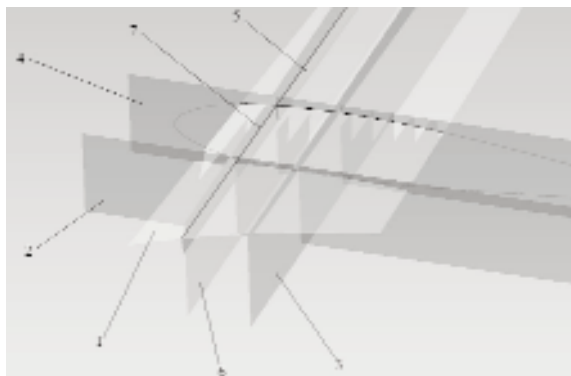
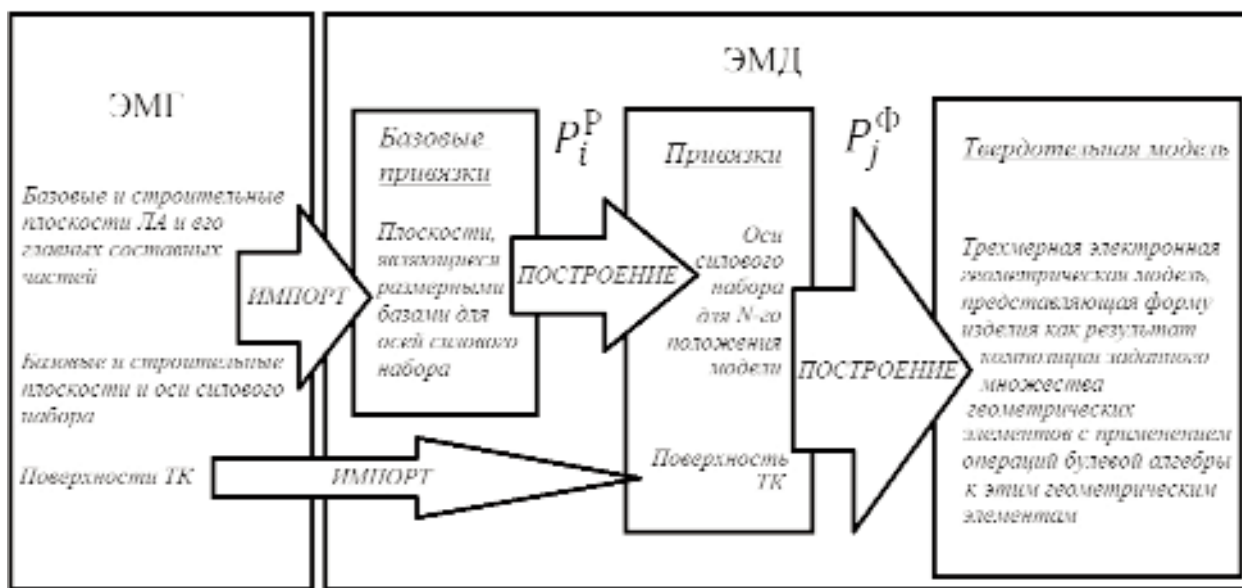


Рис. 1. Определение привязок по разработанной схеме:

- 1 – привязка к ТК; базовые привязки:
 2 – плоскость нервюры № 2, 3 – БПК;
 построенные привязки: 4 – плоскость нервюры № 3, 5 – осевая поверхность стрингера № 3;
 вспомогательные элементы для построения поверхности стрингера: 6 – плоскость, параллельная БПК, 7 – линия пересечения плоскости, параллельной БПК, с ТК

ложения модели. Достаточно будет изменить численное значение параметра, определяющего положение привязки относительно базовой привязки (рис. 1).

Разработанная схема определения привязок модели позволит избежать сбоя перестроения геометрических элементов при изменении положения модели в конструкции агрегата, получить модель, у которой параметризуется не только форма, но и положение в пространстве. Поэтому можно ее использовать в качестве основы для способа мультипликации параметрических моделей по теоретическому контуру (рис. 2). В предлагаемом способе изменение положения модели осуществляется изменением численных значений параметров расположения



P_i^P , $i = 1, 2, \dots, n$ – параметры расположения ЭМД; P_j^F , $j = 1, 2, \dots, m$ – параметры формы ЭМД

Рис. 2. Способ мультипликации параметрических моделей по теоретическому контуру

силового набора, а элементы, служащие для них размерными базами. В этой связи целесообразно ввести еще один термин «*базовые привязки*». Привязки модели можно будет получать построением внутри модели на основе имеющихся базовых привязок, а не импортировать из мастер-геометрии. Такая схема определения привязок позволит обойтись без их замены при изменении по-

модели P_i^P , которые в свою очередь определяют смещение привязок модели относительно базовых привязок.

Ожидается, что применение предлагаемого способа мультипликации параметрических моделей позволит повысить эффективность автоматизации проектирования авиационных конструкций.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРОДИНАМИКИ БИОПРОТОТИПА ДЛЯ АДАПТИВНОГО ИЗМЕНЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛА

*Л.В.Бокша; М.А.Лищинский; В.И.Рулин, докт. техн. наук;
Г.В.Юдин, докт. техн. наук («МАТИ – Российский государственный
технологический университет имени К.Э. Циолковского»)*

На примере гидродинамики дельфина рассмотрены перспективы создания искусственных покрытий, снижающих поверхностное трение. Разработана математическая модель для оценки поглощения пульсационной энергии.

Ключевые слова: топливная эффективность авиационной техники, искусственное оперативное покрытие поверхности планера, комплексирование вычислительного и физического экспериментов.

INVESTIGATION ON HYDRODYNAMICS OF A BIOLOGICAL PROTOTYPE FOR ADAPTIVE
MEASURING OF THE AIRCRAFT SURFACE. *L.V.Boksha; M.A.Lischinsky;
V.I.Rulin, Dr.Techn.Sc; G.V.Yudin, Dr.Techn.Sc.*

Prospects for creation of artificial coatings that reduce surface friction are considered by example of dolphin's hydrodynamics. A mathematical model to evaluate absorption of the pulsation energy has been developed.

Keywords: aircraft energy efficiency, artificial operative coating of an airframe surface, integration of computing and physical experiments.

Несмотря на обилие экспериментальных и теоретических работ, посвященных снижению турбулентного поверхностного трения [1, 2, 4, 7], до сих пор не раскрыт физический процесс течения около ребренной поверхности и не построены его физическая и математическая модели.

В работе [2] сообщается, что М. Крамер в 1960 г. создал ряд искусственных демпфирующих покрытий, естественным аналогом которых послужил кожный покров дельфина. Одно из них получило название «ребристое покрытие Крамера», которое моделировало воздействие дермальных валиков кожи. Однако есть основания утверждать, что Крамер неправильно представил и не полностью смоделировал гидродинамический эффект кожи дельфина. Созданные им демпфирующие покрытия неизбежно получались пассивными, пригодными для очень узкого интервала значений чисел Re , в то время как кожа дельфина несомненно яв-

ляется гидродинамически активным покрытием с регулируемыми характеристиками.

Бионический подход к решению технических задач при создании искусственных демпфирующих покрытий предусматривает анализ энергетических и скоростных характеристик при плавании и полете в природе и технике [2, 5]. Скоростные качества биологических и технических систем характеризуются: относительной скоростью V/L и удельной мощностью $k = \frac{NL}{GV}$, где N – мощность системы, G – ее общая масса, V – скорость плавания или полета, L – наибольшая длина. Величина коэффициента k характеризует степень гидродинамического совершенства. Чем меньше значение этого коэффициента, тем более совершенны в гидроаэродинамическом смысле биологическая или техническая системы.

Из всех рассмотренных биологических систем наиболее совершенными гидродина-

мическими качествами обладают дельфины. Они плавают при $Re = 10^8$, форма их тела варьируется, но близка к форме тела вращения. У высокоскоростных дельфинов форма тела хорошо обтекаемая, имеет ламинарный профиль ($\bar{c} = 4 \div 7$). Поверхность тела дельфинов гладкая, покрытая слизью; демпфирующий кожный покров сложной ячеистой структуры имеет чувствительные сосочки и микроскопические каналы с мягким губчатым наполнителем. С ростом скорости плавания наблюдается тенденция к увеличению η_i – гидромеханического КПД (при равномерном плавании, если $Re = 10^6$, $\eta_i = 0,965$; если $Re = 10^7$, $\eta_i = 0,980$, то есть повышается на 15 %).

Коэффициенты гидравлического сопротивления дельфина ζ в сравнении с другими телами в зависимости от числа Re представлены в работах [2, 4, 5]. Значения $\zeta = f(Re)$ для дельфина (афалины) располагаются в области переходного режима течения в пограничном слое. Анализ данных показывает, что при малых скоростях плавания, когда дельфин имеет избыток энергоресурсов, его коэффициент ζ достаточно велик и уменьшается с повышением скорости плавания. При этом увеличивается протяженность ламинарного участка в пограничном слое, так как при плавании дельфины активно управляют потоком, затягивая ламинарный режим течения в пограничном слое. Согласно экспериментальным данным, можно сделать вывод, что величина коэффициента гидродинамического сопротивления дельфина при числе $Re = (5 \div 10) \cdot 10^6$ лежит в пределах $\zeta = (1,5 \div 3) \cdot 10^{-3}$ и уменьшается с увеличением числа Re . Из биоэнергетических оценок следует, что дельфины плавают на высокой скорости ($V_{max} = 40$ м/с) с малой затратой мощности, отвечающей гидродинамическому сопротивлению их тела в ламинарном слое, в то время как погруженные в воду твердые тела таких же размеров и имеющие числа $Re = idem$, имеют всегда турбулент-

ный режим обтекания. Механизм ламинаризации пограничного слоя у дельфина настроен на определенный «крейсерский» режим плавания, который для него является основным [2–5].

Математическая модель турбулентного пограничного слоя на демпфирующей поверхности

Мышечная структура дельфина в состоянии развить эффективную мощность в семь раз меньше той, которая требуется для преодоления гидродинамического сопротивления при движении твердого тела тех же размеров и с той же скоростью при турбулентном режиме обтекания. Поэтому авторами было сделано предположение о том, что дельфины могут существенно снижать гидродинамическое сопротивление за счет предотвращения преждевременного перехода ламинарного слоя в турбулентный или за счет снижения сопротивления турбулентного трения. Первая гипотеза была проверена теоретическим путем и не получила подтверждения. Рассмотрим теоретически турбулентный пограничный слой на демпфирующей поверхности, способный частично или полностью поглощать пульсационную энергию в слое.

Для осредненных характеристик установленного турбулентного пограничного слоя на демпфирующей поверхности уравнение Рейнольдса, уравнение баланса турбулентной энергии и уравнение неразрывности запишем в декартовых координатах:

$$\begin{aligned} U \frac{\partial U}{\partial x_1} + V \frac{\partial U}{\partial x_2} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_1} + \nu \frac{\partial^2 U}{\partial x_2^2} - \frac{\partial}{\partial x_2} \langle u'_1 u'_2 \rangle, \\ U \frac{\partial v}{\partial x_1} + V \frac{\partial v}{\partial x_2} &= -\langle u'_1 u'_2 \rangle \frac{\partial U}{\partial x_2} - \\ &- \frac{\partial}{\partial x_2} \left\langle u'_2 \left(\frac{p'}{\rho} + \epsilon' \right) \right\rangle + \nu \left\langle \frac{\partial^2 u'_1}{\partial x_1^2} \right\rangle, \\ \frac{\partial U}{\partial x_1} + \frac{\partial V}{\partial x_2} &= 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где U, V, u'_1, u'_2 – компоненты осредненной и пульсационных скоростей вдоль координатных осей x_1 (продольной) и x_2 (поперечной); P, P' – давление и пульсация давления; $\epsilon' = \frac{1}{2}(u'^2_1 + u'^2_2 + u'^2_3)$ – пульсации кинетической энергии (пульсационного движения) единицы массы; ρ – плотность; ν – кинематический коэффициент вязкости, $\langle \rangle$ – осреднение по времени.

Для замыкания системы введем гипотезы, позволяющие свести число неизвестных до трех. Для решения системы (1) примем:

$$\begin{aligned} -\langle u'_1 u'_2 \rangle \frac{\tau}{\rho} &= \epsilon_s \frac{\partial U}{\partial x_2}, \\ -\left\langle u'_2 \left(\frac{P'}{\rho} + \epsilon' \right) \right\rangle &= \epsilon_g \frac{\partial \epsilon}{\partial x_2}, \\ \nu \left\langle \frac{\partial u'^2_i}{\partial x_i} \right\rangle &= \frac{C}{l} \epsilon^{\frac{3}{2}}, \end{aligned} \quad (2)$$

где ϵ_s – кинематический коэффициент турбулентной или вихревой вязкости; ϵ_g – коэффициент турбулентной диффузии; l – характерная длина, зависящая от распределения интенсивности турбулентной энергии в потоке; C – эмпирическая константа.

Уравнение баланса турбулентной энергии остается параболическим даже когда можно пренебречь вязкими членами.

Внутренней областью турбулентного пограничного слоя будем считать область $0 \leq x_2 \leq \alpha \delta$, где $\alpha \approx 0,2$, δ – толщина пограничного слоя, а внешней – $\alpha \delta < x_2 \leq \delta$. Выражения (2) получены на основе принципа размерностей и относятся к сдвиговому течению. При обтекании гладкой жесткой поверхности ϵ_s и ϵ_g постоянны и имеют вид

$$\begin{aligned} \epsilon_s &= aL(\sqrt{\epsilon_{\text{cp}}}) = aL' \frac{1}{L} \int_0^L \sqrt{\epsilon} dx_2, \\ l_s &= \int_0^{\delta} \sqrt{\frac{\epsilon}{\epsilon_{\text{max}}}} dx_2, \end{aligned} \quad (3)$$

где L – расстояние по толщине пограничного слоя от точки со скоростью $U = 0,1U_{\infty}$ до

точки $U = 0,9U_{\infty}$. Вблизи стенки

$$\epsilon_n = a \sqrt{\epsilon_{\text{max}}} A x_2, \quad (4)$$

поскольку принято допущение о линейном росте L' в пристеночной области, то есть $L' = A x_2$, где $A = \text{const}$.

Для пристеночной зоны характерная длина

$$l = l_n = B x_2, \quad (B = \text{const}). \quad (5)$$

Приведем систему уравнений (1) к безразмерному виду. В качестве характерной длины возьмем δ_0 в точке перехода от жесткой пластины к эластичной, в качестве характерной скорости – U_{∞} .

$$\begin{aligned} x_1 &= \delta_0 \hat{x}_1, \quad x_2 = \delta_0 \hat{x}_2, \quad U = U_{\infty} \hat{U}, \quad V = U_{\infty} \hat{V}, \\ u'_1 &= U_{\infty} \hat{u}'_1, \quad u'_2 = U_{\infty} \hat{u}'_2, \quad \epsilon_1 = U_{\infty} \hat{\epsilon}', \\ l &= B l \delta_0, \quad \epsilon = U_{\infty} \delta_0 \hat{\epsilon}_0, \end{aligned}$$

где $\hat{}$ – знак безразмерной величины.

Тогда система уравнений (1) примет вид

$$\begin{cases} \hat{U} = \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_1} + \hat{V} \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_2} = \frac{\partial}{\partial \hat{x}_2} \left(\hat{\epsilon} \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_2} \right) + \frac{1}{\text{Re}} \frac{\partial^2 \hat{U}}{\partial \hat{x}_2^2}, \\ \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_1} + \frac{\partial \hat{V}}{\partial \hat{x}_2} = 0, \\ \hat{U} \frac{\partial \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_1} + \hat{V} \frac{\partial \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_2} = \hat{\epsilon} \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_2} + \frac{\partial}{\partial \hat{x}_2} \left(\hat{\epsilon} \frac{\partial \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_2} \right) + \frac{1}{\text{Re}} \frac{\partial^2 \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_2^2} - \frac{\hat{C} \hat{\epsilon}^{\frac{3}{2}}}{B l}, \end{cases} \quad (6)$$

где $\text{Re} = \frac{U_{\infty} \delta_0}{\nu}$;

$$\epsilon = \begin{cases} a A \sqrt{\epsilon_{\text{max}}} \hat{x}_2 & \text{для } 0 \leq \hat{x}_2 \leq 0,2\delta, \\ a A \sqrt{\epsilon_{\text{max}}} \hat{l}_1 & \text{для } 0,2\delta \leq \hat{x}_2 \leq \hat{\delta}, \end{cases}$$

где $\hat{l}_1 = 0,2$, $\hat{\delta}$ – местная безразмерная толщина пограничного слоя. В последующем знак обезразмеривания опустим. Для интенсивности турбулентной энергии граничное условие на поверхности демпфирующего слоя определяется на основании его поглощающей способности. Выше ламинарного подслоя в турбулентном пограничном слое существует слой постоянного турбулентного напряжения сдвига.

Поэтому

$$\left. \frac{\partial \tau}{\partial x_2} \right|_{x_2=\delta_s} = 0, \quad (7)$$

$$\frac{\tau}{\rho v} = 2a_1(x_2), \quad (8)$$

где $a_1(x_2)$ аппроксимируют экспериментальные точки. Для внутренней области пограничного слоя $a_1 = (0,01 + 0,063x_2)^{1/2}$, а для внешней $a_1 = 0,15$.

Подставляя выражение (8) в выражение (7), получим

$$\left. \frac{\partial v}{\partial x_2} \right|_{x_2=\delta_s} = -\frac{1}{0,316 + 2\delta_s} v. \quad (9)$$

Демпфирующая поверхность, взаимодействуя с турбулентным погранслоем, поглощает часть его пульсационной энергии. Осредненный поток пульсационной энергии в эту поверхность за единицу времени на единицу площади можно приравнять разности воспринимаемой и возвращаемой энергий:

$$\epsilon_g \frac{\partial v}{\partial x_2} = \frac{\epsilon_g}{L_1} (v - \bar{v})|_{x_2=\xi},$$

где L_1 – длина, определяемая толщиной пограничного слоя от стенки до места $v = 0,5 v_{\max}$, которая участвует во взаимодействии с демпфирующей поверхностью.

В исходный момент времени часть пульсационной энергии $v \rho L_1 \Delta S = v^* \rho_1 H \Delta S$ передается демпфирующему слою, и через единицу времени недиссипированная часть $\bar{v} \rho L_1 \Delta S = v^* \rho_1 H \Delta S - \Delta t \Phi^* \rho_1 \Delta S H = (1 - R) \times v^* \rho_1 H \Delta S$ возвращается в поток. Здесь $\Delta t \Phi^* / v^* = R$ – коэффициент поглощения; v^* – осредненная по толщине интенсивность колебательного движения; Φ^* – скорость диссипации в демпфирующем слое.

Следовательно,

$$\left. \frac{\partial v}{\partial x_2} \right|_{x_2=\xi} = \frac{R}{L_1} (Y p')^2 = \frac{R v_n}{L_1}, \quad (10)$$

где $Y = u'_1 / p'$ – коэффициент податливости; ξ – средняя линия поверхности; v_n – пульсационная энергия колеблющейся поверхности.

Условие (10) определяет дополнительный эффект по сравнению с жесткой поверхностью. Общий поток пульсационной энергии в этой области будет алгебраической суммой

$$\frac{\partial v_n}{\partial x_2} \cong \left| \frac{R}{L_1} - \frac{1}{0,316 + 2\delta_s} \right| v_n|_{x=\delta_s}. \quad (11)$$

Условие по внешней части турбулентного погранслоя выбирается из предположения, что внешний поток ламинарен

$$v|_{x_2=1} = 0. \quad (12)$$

Для компонент осредненных скоростей принимаем граничные условия такие же, как на жесткой стенке:

$$\begin{aligned} U = 0, \quad V = 0 \quad \text{при } x_2 = 0, \\ U = 1 \quad \text{при } x_2 = 1. \end{aligned} \quad (13)$$

Краевая задача (11)–(13) решается конечно-разностным методом. Исходные значения U , V и v на нулевом и первом слоях по x_1 задавались по значениям этих компонент в турбулентном погранслое на жесткой стенке. Поскольку обезразмеривание проводится по толщине погранслоя в точке перехода от жесткой стенки к демпфирующей, область интегрирования получается расширяющейся. Верхняя граница достигается,

$$\text{если } \frac{U_\infty - U_{m,n-1}}{U_\infty} < \epsilon.$$

При выборе числа точек поперек слоя учитывается условие линейной связи между искомыми функциями и x_2 . Для того, чтобы это условие выполнялось на границе, необходимо вводить большое число точек поперек слоя. Поэтому на нижней границе вводится «скользящая» величина. Предположим, что $U \approx x_2^\beta$, где $\beta \neq 1$, тогда за «скользящую» величину U'_1 на границе можно принять значение скорости, при котором выполняется условие

$$U - U'_1 = \left. \frac{\partial U}{\partial x_2} \right|_{x_2=\eta} (x''_2 - x'_2).$$

Значение производной берется на середине отрезка $\eta = \frac{1}{2}(x''_2 - x'_2)$, $x_2 = x'_2 = 0$,

$$U_\eta = \frac{U_2 + U'_1}{2}, \eta = \frac{x_2''}{2}.$$

Тогда

$$U'_1 = \frac{1-\beta}{1+\beta} U_2, \quad (14)$$

на границе вместо значения $U = 0$, берется U'_1 .

При расчете профиля скорости на первом итерационном шаге используется значение показателя β из предыдущего слоя.

Полагая, что продолжает существовать степенная зависимость в точке $U_\eta = \eta_1^\beta$, имеем

$$\beta_i = \frac{\ln U_\eta}{\ln \eta} \cdot \frac{\ln \frac{U_2^{(i-1)}}{1-\beta(i-1)}}{\ln \frac{\Delta x_2}{2}}, \quad (15)$$

где $i = 2, \dots$, а все значения при $i = 1$ берутся из предыдущего итерационного шага. Итерации продолжаются до тех пор, пока профили скорости для двух последовательных итераций совпадут с заданной точностью.

Местное сопротивление на стенке τ определялось по формуле Кармана:

$$\frac{\tau}{U_\infty^2 \rho} = \frac{d}{dx_1} \int_0^{\delta_0} \frac{U}{U_\infty} \left(1 - \frac{U}{U_\infty} \right) dx_2. \quad (16)$$

Значения постоянных принимаются: $A = 2$, $a = 0,090$.

За исходный профиль при $x_1 = 0,3$ м принимался профиль $U = x_2^{1/7}$, и далее вниз по потоку рассчитывались профили продольной, поперечной компоненты осредненной скорости и профили интенсивности турбулентных пульсаций, а также касательные напряжения для жесткой и демпфирующей поверхностей ($0 < R < 1$).

Анализ результатов расчетов влияния демпфирующей поверхности в турбулентном пограничном слое позволяет сделать выводы, что любая поверхность, поглощающая пульсационную энергию турбулентного пограничного слоя, уменьшает сопротивление турбулентного трения; на упругоэластичной поверхности толщина погранслоя растет медленнее, чем на жесткой, и тем медленнее, чем больше коэффициент поглощения.

Эти выводы в перспективе будут полезны при создании искусственных покрытий для летательных аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоглазов Б.П., Гиневский А.С., Юдин Г.В. Разработка формализованных методов комплексирования систем проектирования и испытаний летательных аппаратов // Информационные технологии в проектировании и производстве. № 2. М.: ВИМИ, 1999. С. 73–84.
2. Клейберг С.Е., Белькович В.М. Дельфины. М.: Знание, 1967. С. 3–62.
3. Лойцянский Д.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1987. 840 с.
4. Седов Л.И., Васецкая Н.Г., Иосевич В.А. О расчетах турбулентных пограничных слоев с малыми турбулентными добавками полимеров. В кн.: Турбулентные течения. М.: Наука, 1974. 220 с.
5. Хоменко Б.Г., Агарков Г.Б. Функциональная морфология китообразных. Киев: Наукова думка. 1974. 168 с.
6. Юдин Г.В. Комплексирование физического и вычислительного экспериментов в систему технологической подготовки испытаний // Информационные технологии в проектировании и производстве. № 3. М.: ВИМИ, 1997. С. 40–51.
7. Юдин Г.В. Методология комплексирования систем проектирования и испытаний летательных аппаратов. М.: ВИМИ, 1999. 252 с.

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ГТД 5-го ПОКОЛЕНИЯ

А.А.Иноземцев, докт. техн. наук; А.А.Васкецов; Х.Х.Фатыхов;

Ю.В.Мелузов (ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь);

А.Н.Попов (ООО НПП «Мера», г. Мытищи)

Предлагается концепция построения автоматизированной информационно-измерительной системы с единым информационным пространством, модульным принципом построения технических и программных средств, гибкой и легко расширяемой структурой, обеспечивающей проведение всех видов испытаний ГТД.

Ключевые слова: двигатель 5-го поколения, информационно-измерительная система, стендовые испытания.

A CONCEPT OF BUILDING AN AUTOMATED DATA-MEASURING SYSTEM FOR TESTING FIFTH GENERATION GAS TURBINE ENGINES. *A.A.Inozemtsev, Dr.Techn.Sc; A.A.Vasketsov; Kh.Kh.Fatykhov; Yu.V.Meluzov; A.A.Popov.*

A concept of building a data-measuring system with a common information space, modular principle of building hardware and software tools, flexible and easy-upgradable structure making it possible to carry out all types of gas turbine engine tests is offered.

Keywords: fifth generation engine, data-measuring system, bench tests.

Авиационный двигатель ПД-14 пятого поколения является базовым двигателем в семействе турбореактивных двухконтурных двигателей тягой 90 – 180 кН для пассажирской и транспортной авиации, создаваемых в Объединенной двигателестроительной корпорации. Двухконтурный двигатель с прямым (безредукторным) приводом, с раздельным истечением потоков из наружного и внутреннего контуров предназначен для самолета МС-21-300, разрабатываемого ОАО «Корпорация «Иркут». Головным разработчиком проекта является ОАО «Авиадвигатель» [1].

В программе создания двигателей для самолетов пятого поколения сформированы концептуальные требования по развитию информационно-измерительных систем для испытания:

– объединение всех систем измерения, контроля и управления в единое информационное пространство;

– создание автоматизированной системы, позволяющей точно и с заданным быстродействием осуществлять большие объемы измерений (до 10 000 параметров), в том числе осуществлять видеонаблюдение и управление технологическим оборудованием;

– сокращение времени на подготовку двигателя к испытаниям после его монтажа в рабочий бокс испытательного стенда с 2 – 3 дней до 2 – 3 часов;

– бесперебойное совмещение испытаний опытных двигателей семейства ПД-14 с испытаниями серийных двигателей ПС-90А для самолетов Ту-204/Ту-214 и Ил-96-300; ПС-90А-76 для семейства Ил-76 и Ил-496; ПС-90А1 для Ил-96-400Т и ПС-90А2 для Ту-204СМ.

Сертифицированная автоматизированная информационно-измерительная система должна обеспечивать проведение всех видов испытаний и иметь высокую надежность,

быстродействие и точность измерения в соответствии с требованиями ОСТ 1 01021–93 «Стенды для испытаний авиационных газотурбинных двигателей в наземных условиях. Общие технические требования». Процесс управления технологическим оборудованием и режимами работы испытуемого изделия при проведении испытаний должен быть автоматизирован. Обеспечение оперативного персонала достоверной и своевременной информацией о состоянии двигателя и технологического оборудования, дистанционная передача информации в реальном времени в подразделения опытного конструкторского бюро также являются основными задачами автоматизированной информационно-измерительной системы.

Специалистами ОАО «Авиадвигатель» было разработано техническое задание на создание такой современной системы для проведения стендовых испытаний двигателей. Были выбраны фирмы-соисполнители для оснащения стендов современным комплексом измерительной аппаратуры, ими стали ООО «НПП «Мера» (г. Мытищи) и ООО «Энрима» (г. Пермь).

Для реализации выбранной концепции потребовалось применение новых перспективных технологий и технических решений на всех этапах – от сборки в зале подготовки до проведения испытаний на стенде. Чтобы максимально сократить время нахождения двигателя в испытательном боксе, впервые был применен адаптерный принцип постановки двигателя на испытательный стенд, суть которого в том, что основная подготовка, включая монтаж двигателя на специально изготовленной раме-адаптере и препарирование двигателя, выполняются в условиях сборочного цеха вне испытательного бокса (рис. 1). Для этого практически 90 % первичных преобразователей (датчиков) подключаются к интеллектуальным сканерам температуры и давлений, установленным на раме адаптера в непосредствен-



Рис. 1. Рама-адаптер с газогенератором ПД-14 на стенде

ной близости от мест замера параметров двигателя, что повышает достоверность результатов измерения и существенно сокращает число и длину кабелей связи и пневмомагистралей. При сборке датчики подключаются с помощью быстроразъемных соединителей, что существенно сокращает время на подключение, исключает перепутывание магистралей и негерметичность соединения.

Современная концепция построения автоматизированной системы предполагает интеграцию всех подсистем измерения и управления системы в единый комплекс, включая подсистемы нижнего уровня для измерения медленно изменяющихся и быстропеременных параметров; видеонаблюдения; приема информации с цифровых агрегатов двигателя; управления режимами двигателя и технологическим стендовым оборудованием (рис. 2).

Для формирования единого информационного пространства все измерительные подсистемы стенда объединены в единую локальную компьютерную сеть, имеющую выход в общую компьютерную сеть предприятия, в которой организованы сетевые ресурсы для обеспечения хранения, обработки и анализа зарегистрированной информации как в темпе испытания, так и после проведения его.

Верхний уровень автоматизированной системы построен на базе программного

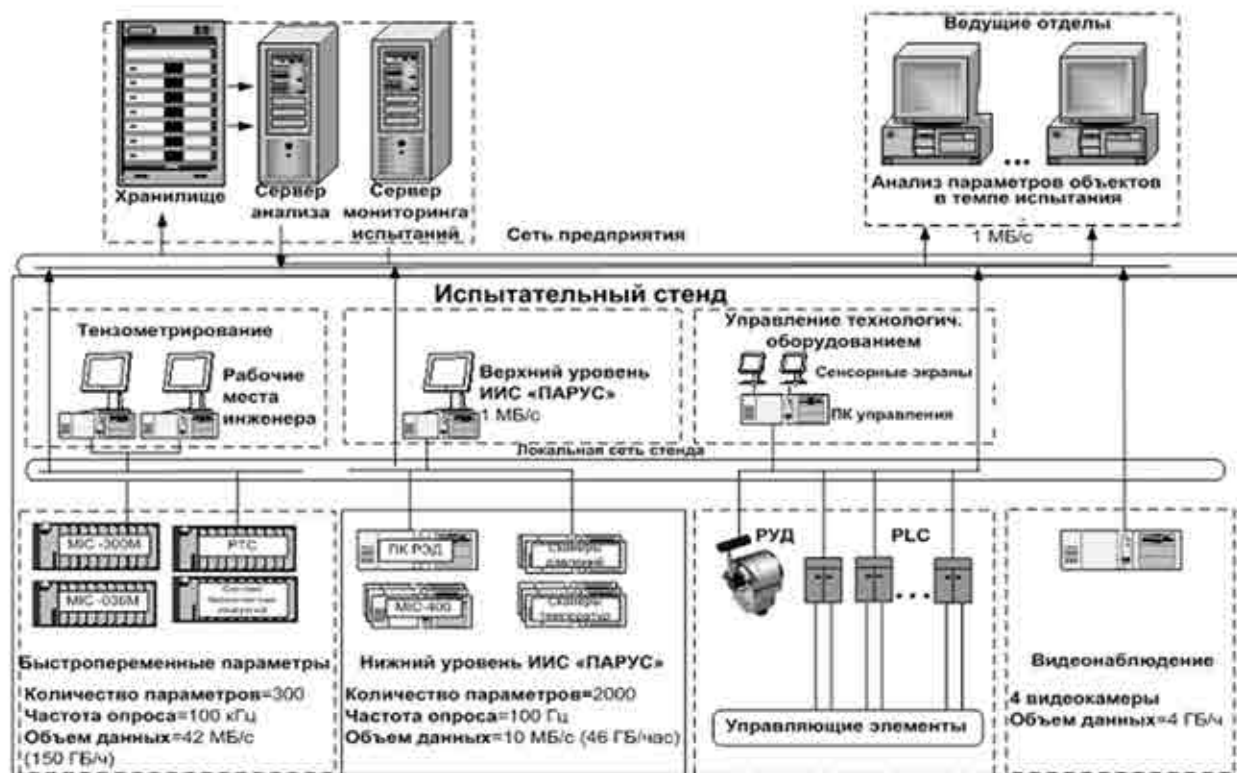


Рис. 2. Структурная схема информационно-измерительной системы испытательного стенда

обеспечения «ПАРУС» (разработка ОАО «Авиадвигатель»), которое реализует все основные функции, присущие современным SCADA-системам верхнего уровня [2]:

- формирование базы данных параметров и технологической модели;
- прием и объединение информации от всех подсистем нижнего уровня;
- обработка и визуализация полученных данных в цифровом, графическом виде и в виде мнемосхем;
- аварийно-предупредительный контроль и сигнализация;
- дистанционное управление технологическим стендовым оборудованием;
- регистрация параметров на диске на всех режимах работы двигателя;
- формирование и печать протокола замера;
- передача параметров в сеть предприятия в темпе испытания;
- постэкспериментальная обработка данных.

Экран пульта оператора системы верхнего уровня «ПАРУС» представлен на рис. 3.

Нижний уровень автоматизированной системы состоит из набора подсистем на базе программно-технических средств измерительно-вычислительных комплексов, предназначенных для измерения и регистрации информации с двигателя, включая подсистемы:

- измерения медленно меняющихся параметров на базе MIC-036R, сканеров давлений MIC-170 и температур MIC-140 разработки НПП «Мера», сканеров давлений фирмы Measuring Specialities «NetScanner System» модели NS-9116 (до 5000 параметров, частота опроса 100 Гц);
- измерения быстропеременных параметров тензометрирования и вибрографирования на статорных деталях на базе MIC-503 разработки НПП «Мера» (до 250 параметров, частота опроса до 216 кГц);
- бесконтактных измерений виброперемищений и вибронапряжений рабочих лопаток и измерения пульсаций давления в камере сгорания на базе MIC-503 разработки НПП «Мера» (до 380 параметров);

- измерения колебаний рабочих лопаток на базе МПС – ДФМ разработки НПП «Мера»;
- приема и обработки данных тензометрирования и термометрирования с роторных деталей от цифровой телеметрической системы РТС немецкой фирмы Datatel (до 160 параметров, частота опроса 107 кГц);
- приема цифровой информации последовательного кода с электронного регулятора двигателя РЭД, блока диагностики GEMU и других цифровых агрегатов двигателя (до 700 параметров) в соответствии с ARINC 429 (ГОСТ 18977–79) разработки НПП «Вертикаль» (г. Жуковский);
- видеонаблюдения специализированная на базе видеорегистратора DVR-RS 3506-3000;
- измерения температуры рабочих лопаток первой и второй ступеней турбины высокого давления четырехзондовая восьмиканальная оптическая пирометрическая «Пирометрограф» разработки ОАО УНПП «Молния» (г. Уфа) [3];
- измерения радиальных зазоров емкостным методом (фирма Fogale, Франция) и радарным методом (фирма «Радарные технологии», Москва) [4];

– измерения акустических характеристик двигателя Pulse на базе аппаратуры сбора данных LAN-XI;

– измерения эмиссии газообразных веществ на базе газоаналитического комплекса Emerson.

Синхронизация измерений всех подсистем с привязкой к единой шкале времени обеспечивается с помощью стендового сервера точного времени Lantime-M600 и системы СЕВ ME-020 точностью до 200 нс разработки НПП «Мера».

Данные измерений всех подсистем в темпе испытания регистрируются с заданной частотой, образуя общее информационное пространство. После окончания испытаний зарегистрированные данные со всех подсистем стенда переписываются на дисковую подсистему хранения в центре обработки данных на базе СУБД ORACLE, обеспечивающую необходимое дублирование, надежность хранения, скорость доступа и средства резервного копирования.

Для оперативного контроля и анализа параметров двигателя в темпе испытания организована передача информации из системы верхнего уровня стенда на удаленные

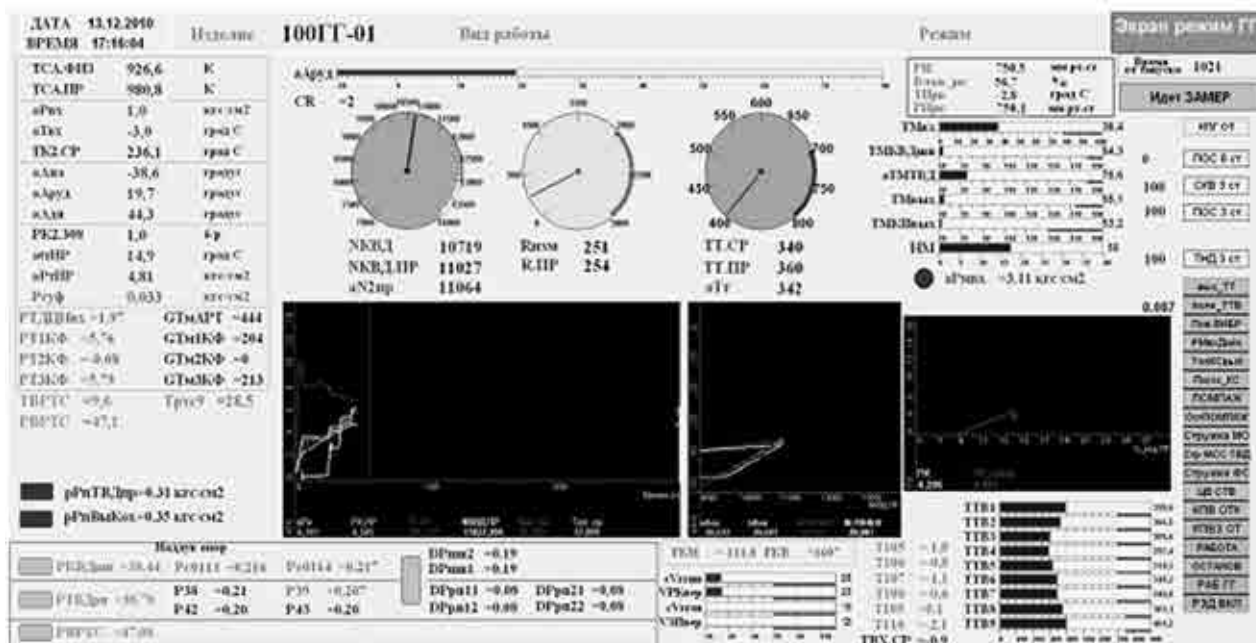


Рис. 3. Экран пульта оператора системы верхнего уровня «ПАРУС»

рабочие места в отделах ОКБ в режиме реального времени по компьютерной сети.

Система управления технологическим стендовым оборудованием (совместная разработка ОАО «Авиадвигатель» и ООО «Энрима») включает в себя подсистему управления технологическим оборудованием и электродистанционную систему управления (ЭДСУ) режимами работы двигателя.

Подсистема управления технологическим стендовым оборудованием реализована на базе программируемых логических контроллеров OMRON и обеспечивает дистанционное управление кранами, задвижками и другими исполнительными механизмами стенда с автоматизированного рабочего места моториста из наблюдательной кабины испытательного стенда.

Система ЭДСУ обеспечивает электродистанционное управление режимами работы двигателя в «ручном» режиме перемещением рычага управления двигателем, а также в автоматическом режиме по заданной программе.

Наблюдение за состоянием двигателя осуществляется одновременно с четырех видеокамер. Данные видеонаблюдения регистрируются на видеосервере и передаются на сервер с привязкой к единой шкале времени.

Уже в процессе первых испытаний двигателя ПД-14 общее число регистрируемых и расчетных параметров и сигналов достигало 6000, при этом общий объем зарегистрированных данных со всех подсистем составил в среднем 250 Гб информации за 1 час испытания.

Исходя из изложенных выше принципов построения автоматизированной системы, в течение 2010–2012 гг. в ОАО «Авиадвигатель» была проведена глубокая модернизация стендов для поузловой доводки и испытаний полноразмерного двигателя, на которых успешно прошли испытания отдельных узлов, газогенератора и двигателя-демонстратора технологий ПД-14, а также испытания двигателя ПС-90А и его модификаций.

Разработанная концепция построения автоматизированной информационно-измерительной системы испытательного стенда ГТД пятого поколения с единым информационным пространством позволила создать систему с модульным принципом построения технических и программных средств, гибкой и легко расширяемой структурой, обеспечивающей проведение всех видов испытаний как по выполняемым функциям, так и по измеряемым параметрам.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Иноземцев А.А.** О программе создания авиационных газотурбинных двигателей пятого поколения для семейства самолетов МС-21 // Вестник Пермского научного центра. 2010. № 4. С. 28–46.
2. **Швецов Д.** SCADA-система GENESIS32 в сквозной автоматизации производства // ИСУП. 2007. № 4 (16).
3. **Губайдуллин И.Т., Андреева Т.П., Складчиков А.С.** Оптическая пирометрическая система для измерения температуры поверхности лопаток турбины газогенератора газотурбинного двигателя и диагностики технического состояния // Авиационно-космическая техника и технологии. Харьков: ХАИ, 2012. № 10 (97). С. 133–138.
4. **Иноземцев А.А., Снитко М.А., Сычев В.К., Бакулин М.Г., А.В.Масловский, И.С.Табачук** Микроволновые системы измерения радиальных зазоров ГТД // Авиационная промышленность. 2013. № 2. С. 29–32.

ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРНОГО СКРАЙБИРОВАНИЯ В ТЕХНОЛОГИИ РАЗМЕРНОГО ХИМИЧЕСКОГО ТРАВЛЕНИЯ

*Р.А. Физулаков, канд. техн. наук (ФГБОУ ВПО «Комсомольский-на-Амуре
государственный технический университет»)*

Изложены основные принципы и описан производственный опыт внедрения идеи использования лазерного излучения для раскроя защитного покрытия перед размерным химическим травлением.

Ключевые слова: лазерное скрайбирование, лазерный раскрой.

APPLICATION OF LASER SCRIBING IN DIMENTIONAL CHEMICAL ETCHING PROCESS.

R.A. Fizulakov, Cand. Techn.Sc.

In the article main principles and field experience of the introduction of the original idea of laser radiation application to cutting protective coating prior to dimensional chemical etching are stated.

Keywords: laser scribing, laser cutting of polymeric materials.

Конструкция обшивки фюзеляжа гражданских самолетов представляет собой тонкую формообразованную листовую деталь с большим числом карманов, обниженных по толщине. Для изготовления таких карманов применяется метод размерного химического травления (РХТ), известный также под названием «химическое фрезерование». Метод предусматривает:

нанесение защитного химически стойкого покрытия на все поверхности заготовки (полимерное покрытие – эмаль КЧ-7101, рекомендуемая толщина покрытия 300 – 350 мкм;

разметку и раскрой контура травления;

удаление части защитного покрытия в местах, где необходимо произвести РХТ части материала заготовки;

травление в натриевой щелочи;

контроль геометрических параметров и качества поверхности.

Защитное покрытие должно иметь химическую стойкость, хорошую адгезию, легко сниматься с деталей после раскроя, должно быть достаточно вязким и эластичным, так как при жестком покрытии выделяющийся свободный водород скапливается под кромкой покрытия и препятствует процессу травления. Если покрытие имеет слабую адгезию, то выделяющийся водород отрывает пленку с листа, что вызывает появление дефекта (размытые, нечеткие контуры травления).

Разметка и раскрой контура травления традиционно производится вручную острыми ножами или термоножами по заранее изготовленным шаблонам. Такой метод позволяет проводить раскрой обшивки одновре-

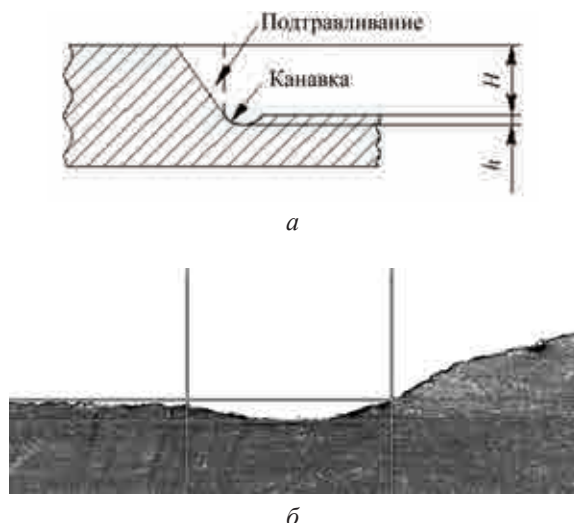


Рис. 1. Характерный дефект после РХТ:
 а – канавка по контуру; б – подтравливание
 металла, $\times 100$ (при репродуцировании
 уменьшено в 2 раза)

менно несколькими работниками, что сокращает время операции. Однако при ручном раскрое происходят повреждения поверхностного слоя заготовки острым разметочным инструментом, поэтому необходимо использование шаблонов (их изготовление, хранение, ремонт). После РХТ возможно появление двух наиболее опасных видов дефектов, являющихся концентраторами напряжений в обшивке – канавка по контуру и подтравливание металла (рис. 1). Глубина дефекта может составлять 50 мкм. Канавки являются следом от разметочного ножа или возникают в результате неравномерного обтекания кромки лакокрасочного покрытия. Кроме того, после ручного раскроя возникает локальное отклонение линии раскроя от теоретического контура в виде неровностей, что отрицательно влияет на качество изделия в целом.

Дефекты появляются вследствие ускоренного растравливания материала обшивки из-за пластической реформации в зоне механического воздействия инструмента и появления остаточных напряжений в зоне раскроя. Дефекты такого рода недопустимы.

Попытки усовершенствовать процесс раскроя защитного покрытия с помощью

термоножей позволили повысить производительность, высвободить одного рабочего из процесса, но не решили главной проблемы – отсутствия повреждений от инструмента на поверхностном слое. Применение термоножа при раскрое защитного покрытия приводит к образованию наплывов по линии реза до травления и неровного «зубристого» контура травления после РХТ. Удаление наплывов перед травлением повышает трудоемкость и снижает качество.

Чтобы избежать повреждения поверхностного слоя было принято решение использовать бесконтактный метод раскроя защитного покрытия – с помощью лазерного излучения.

Применение лазерного излучения позволяет усовершенствовать процесс раскроя защитного покрытия перед размерным химическим травлением, так как дает возможность исключить влияние человеческого фактора на качество обшивок, повысить геометрическую точность обработанных обшивок, снизить трудоемкость их изготовления, уменьшить вероятность брака.

На рис. 2 приведены сравнительные диаграммы, характеризующие технико-экономическую целесообразность применения технологии лазерного раскроя защитного покрытия.

Для развития технологии лазерного раскроя защитного покрытия под РХТ должна быть решена задача бесконтактной резки защитного покрытия лазерным излучением, применяемым в настоящее время при обработке неметаллических материалов. Был создан опытный образец лазерной установки, предназначенной для раскроя защитного покрытия на деталях, подвергаемых размерно-химическому травлению. Разработан технологический процесс лазерной резки защитного покрытия обшивок на многокоординатном станке V-STAR 2357 «Forest Line» импульсным волоконным лазером ИЛИ-1-100-20-20 отечественного производства.

Комплект лазерной технологической установки, предназначенной для раскроя защитного покрытия, состоит из основных блоков и узлов: оптического модуля; лазера с блоком управления; блока питания.

При подключении коммуникаций учтена возможность управления работой лазерной технологической установки (ЛТУ) посредством управляющей программы: включение-выключение излучения, подача вспомогательного газа.

Отработка технологии проводилась на плоских образцах. В качестве вспомогательного газа для удаления из зоны резки расплавленного материала использовался азот.

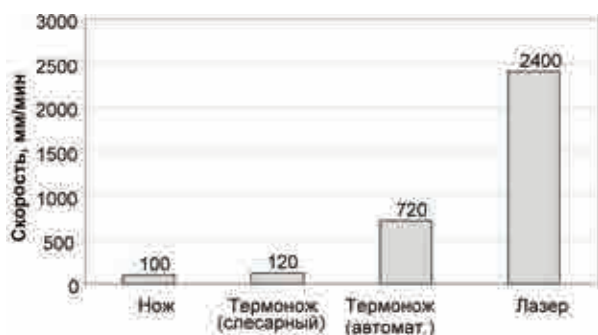
Специфика технологической операции состоит в том, что требуется провести раскрой, не оказав термического воздействия на материал детали (алюминиевый сплав 1163). Фактически газолазерный раскрой покрытия является лазерным скрайбированием.

ЛТУ была подключена к станку V-STAR 2357 и проведена отработка ее на различных режимах, в том числе на максимальной мощности. Варьировали скорость раскроя, мощность лазерного излучения, толщину защитного покрытия, расход вспомогательного газа. Все образцы после раскроя подвергались РХТ.

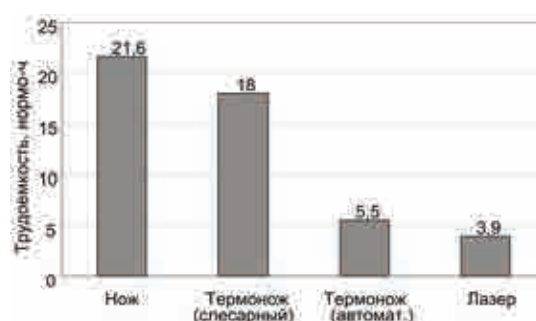
Использовались образцы алюминиевого сплава 1163 размером 300×300 мм, толщиной 2 мм с нанесенным защитным покрытием КЧ-7101.

После проведения лазерного скрайбирования определяли параметры реза и выявляли наличие дефектов оптическим методом. После этого образцы подвергали РХТ и еще раз проверяли.

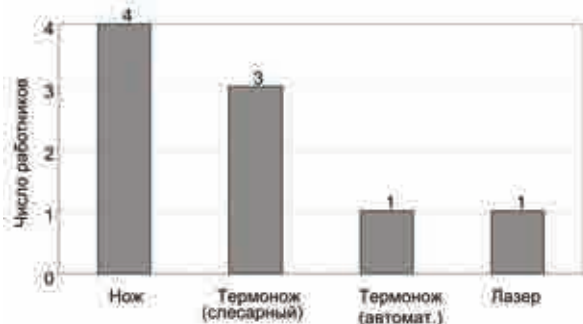
Изучение образцов после лазерной резки под микроскопом показало, что кромка реза на всех режимах ровная, зона реза заполнена продуктами термически разложившегося полимера эмали, основной металл не про-



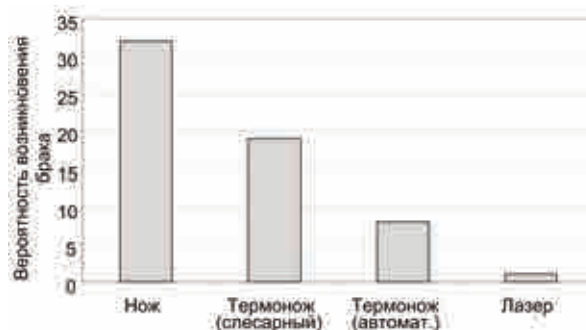
а



б



в



г

Рис. 2. Техничко-экономические показатели различных методов раскроя:
а – скорость раскроя; б – трудоемкость; в – число задействованных работников;
г – вероятность возникновения брака

смаатривался. Продукты разложения покрытия имеют невысокую механическую прочность и не мешают разделению эмали при удалении ее частей. С одной стороны линии реза может появиться небольшой валик из продуктов разложения, образованный при переносе материала струей вспомогательного газа. Ширина лазерного реза с поверхности 0,5–0,7 мм, появления сажи в зоне реза не наблюдалось.



Рис. 3. Образованные лунки по контуру раскроя после РХТ

После РХТ образцов при небольшой скорости раскроя (до 1200 мм/мин) по контуру реза могут располагаться круглые лунки (рис. 3) растравленного основного металла глубиной 0,1–0,05 мм и диаметром 0,3–0,7 мм. Наиболее вероятная причина появления таких лунок – это термическое воздействие лазерного излучения, изменяющее структуру и свойства металла, в частности его травимость. При больших скоростях резания лунок по контуру реза после РХТ не наблюдается. Контур травления всех образцов ровный, ширина зоны подтравливания постоянная и составляет 0,5 мм.

По результатам отработки стал возможным раскрой защитного покрытия без повреждения металла обшивки, определены рабочие диапазоны изменения параметров мощности излучения и скорости раскроя в следующем интервале значений:

- мощность излучения – 10–20 Вт;
- скорость раскроя – 1500–3500 мм/мин;

– мощность ЛТУ для максимальной производительности – 90–100 %;

– рекомендуемая скорость раскроя при данных мощностях 1800–2600 мм/мин.

Защитное покрытие необходимо прорезать на 50–70 % толщины. Такое прорезывание позволяет удалять части покрытия по линии раскроя и не подвергать металл обшивки влиянию лазерного излучения (исключает критический перегрев).

Дальнейшая отработка технологии проводилась на формообразованных фюзеляжных обшивках.

Обшивки изготавливались по утвержденной технологии, а операция раскроя защитного покрытия была заменена лазерным скрайбированием.

Трудности, которые возникали в процессе отработки на формообразованных обшивках не связаны с самой технологией лазерного скрайбирования, а порождаются привязкой лазерной технологической установки к механообрабатывающему станку.



Рис. 4. Карман травленной обшивки после лазерного раскроя

Проведенные опытные работы показали преимущество лазерного раскроя в обеспечении качества (рис. 4). Контур травления получается ровный, без видимых дефектов, точность контура можно проследить по криволинейной части кармана (переход на радиусную часть ровный, гладкий).

Лазерный раскрой позволил получить высокую точность контура травления, обеспечить высокую скорость раскроя. При лазерном раскрое гарантировано отсутствие повреждений поверхности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рыкалин Н.Н., Углов А.А., Кокорин А.Н. Лазерная обработка материалов. М.: Машиностроение, 1975. 296 с.

2. Соболев Э.Н. Особенности разрушения диссоциирующих материалов при действии интенсив-

ных потоков энергии // ЖТФ. 1982. Т. 52. № 8. С. 1697–1699.

3. Григорьянц А.Г., Соколов А.А. Энергетические особенности резки слоистых пластиков излучением непрерывного CO₂-лазера // Сварочное производство. 1986. № 1.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ ГНУТЫХ ПРОФИЛЕЙ ИЗ ПЛАКИРОВАННЫХ ЛИСТОВ ВЫСОКОПРОЧНОГО СПЛАВА В950сАТ2

*О.Г.Сенаторова¹, канд. техн. наук; В.А.Марковцев², канд. техн. наук;
А.В.Сомов¹; В.В.Антипов¹, канд. техн. наук; А.Г.Рудаков¹, канд. техн. наук*

¹ ФГУП «ВИАМ»; ² ОАО Ульяновский НИИТ

Описана схема получения стесненным изгибом опытно-промышленных гнутых профилей из сплава В950с из плакированной ленты в отожженном состоянии М, дана информация о структуре, особенностях зон сгиба, статических свойствах, усталости.

Ключевые слова: стесненный изгиб, лента, лист, микроструктура, статические свойства, усталость, профиль.

INVESTIGATION INTO THE STRUCTURE AND PROPERTIES OF THE FORMED SECTIONS MADE OF HIGH-STRENGTH V950сАТ2 ALLOY CLAD PLATES.

*O.G.Senatorova, Cand.Techn.Sc; V.A.Markovtsev, Cand.Techn.Sc; A.V.Somov;
V.V.Antipov, Cand.Techn.Sc; A.G.Rudakov, Cand.Techn.Sc.*

A scheme for manufacturing pilot formed sections made of V950с alloy clad strip in annealed M state by restrained bending is described; information on the structure, peculiarities of the bended areas, static properties and fatigue is given.

Keywords: restrained bend, strip, plate, microstructure, static properties, fatigue, section.

В конструкции самолетов все шире применяются гнутые листовые Z-, П-образные, уголкового L-профили вместо прессованных. Они используются, прежде всего, в качестве стрингеров фюзеляжа, шпангоутов и других элементов жесткости из алюминиевых конструкционных сплавов. Гнутые профили имеют ряд преимуществ перед прессованными: повышенные коррозионную стойкость, особенно к расслаивающей коррозии, за счет наличия плакировки, и весовую эффективность (на 10 %) за счет уменьшенных радиусовгиба по сечению профиля и др.

В России гнутые листовые профили изготавливаются в основном методом стесненного изгиба (СИ) из алюминиевых плакированных листов и лент [1–3].

Авторами проводились исследования опытно-промышленных гнутых Z-образных профилей (рис. 1) из сплава В950с особой чистоты (состав: 0,03 Si; 0,11 Fe; 1,7 Cu; 0,3 Mn; 2,7 Mg; 0,12 Cr; 6,4 Zn; 0,03 Ti; <0,1 Ni % по массе [4, 5].

Профили были изготовлены из листовой плакированной ленты толщиной 1,5 мм в отожженном состоянии М с типичными свойствами: $\sigma_B = 215$ МПа, $\sigma_{0,2} = 90$ МПа,

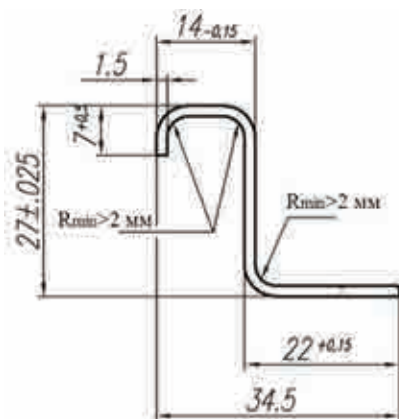


Рис. 1. Гнутый профиль

$\delta = 19\%$. Толщина плакировки из сплава АЦпл составила $\sim 5\%$. Ленты из сплава В950чМ в основе имели рекристаллизованное мелкозернистое строение: средний размер зерна в плоскости прокатки $A_{\text{ср}}$ составил около 40 мкм.

Формообразование проводилось методом стесненного изгиба в роликах за шесть переходов на гибочно-прокатном станке ГПС-350М6 (рис. 2) производства ОАО «Ульяновский НИАТ» [1, 2, 6–8].

Для математического моделирования процессов формообразования использовалась программа конечно-элементного моделирования LS-Dyna.

Профили изготавливались из плакиро-

ванных лент в отожженном и свежезакаленном состояниях. Термообработка (закалка + искусственное двухступенчатое старение по режиму Т2) выполнялась в ЗАО «Авиастар-СП» в печи ПАП-7. После формообразования профили подвергали правке растяжением с остаточной деформацией $\sim 2\%$ на установке УППР-1. При формообразовании профилей отмечена хорошая технологическая пластичность листовой ленты из сплава В950ч, плакирующий слой сохранялся по всему сечению профиля.

Наибольшей пластической деформации подвергаются зоны сгиба, наименьшей – вертикальная стенка профиля. В зонах сгиба со стороны внутренней поверхности имеются типичные утолщения, которые подвергаются дополнительной деформации сжатия.

Как показал микроструктурный анализ, процесс стесненного изгиба вызывает два вида структурных изменений в зонахгиба под влиянием остаточной деформации 5–15%:

1. При формообразовании в отожженном состоянии М с последующей закалкой в результате рекристаллизации наблюдаются зоны с укрупненным зерном (рис. 3, а); на растянутой (выпуклой) поверхности зона с

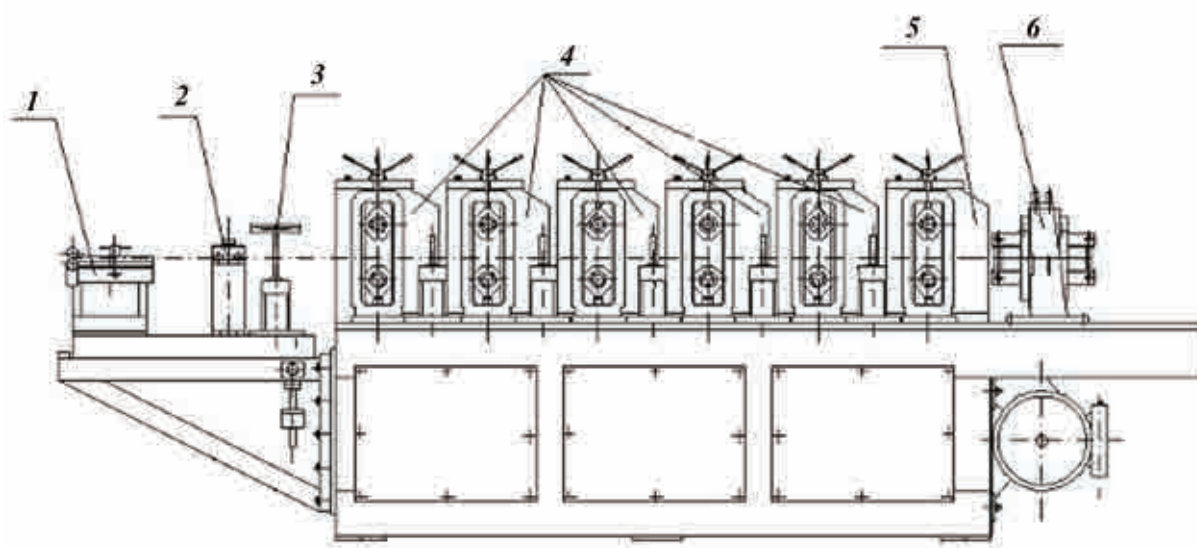
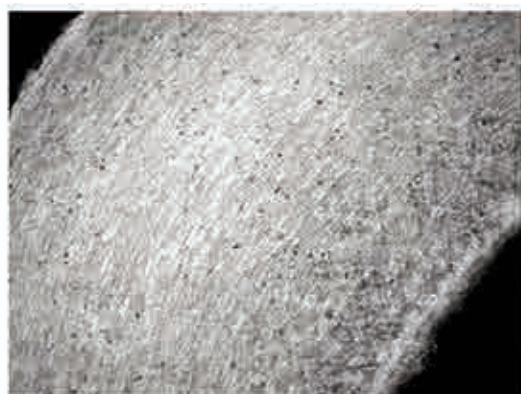


Рис. 2. Схема гибочно-прокатного станка ГПС-350М6:

устройства – направляющее 1, для протирки и смазки ленты 2; клетки – подготовительная 3, предварительной формовки 4, окончательной формовки 5; устройство правящее 6



а



б

Рис. 3. Микроструктура зонгиба профилей сплава В950сАТ2, формованных в отожженном (а, $\times 50$) и свежезакаленном (б, $\times 70$) состояниях

При репродуцировании уменьшено в 2 раза

укрупненным зерном тоньше, в серединной части профиля сохраняется исходное зерно. Типичный размер зерна с внутренней стороны $\sim 90 \times 60$ мкм, с внешней – рекристаллизованные зерна более вытянутые и имеют размер $\sim 130 \times 40$ мкм; зоны с укрупненным зерном занимают $\sim 50\%$ сечения профиля.

2. При формовании профиля в свежезакаленном состоянии в сжатой (внутренней) зоне иногда появляются участки со слабыми линиями скольжения (рис. 3, б), вероятно как результат усиления распада матрицы твердого раствора в процессе искусственного старения. Следует отметить, что зоны с укрупненным зерном и линиями скольжения менее интенсивные, чем описанные в работе [9].

Механические свойства (см. таблицу) при растяжении плоских образцов, вырезанных

Механические свойства при растяжении образцов из гнутого профиля сплава В950сАТ2, формованного в отожженном состоянии

Предел прочности σ_B , МПа	Предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа	Относительное удлинение δ_5 , %	Удельная электропроводность, МСм/м
Образцы из вертикальной стенки*			
500	450	14,0	22,3
500	455	14,5	
500	450	15,0	
500	445	14,0	
500	445	13,0	
Образцы из горизонтальной полки**			
500	450	13,5	22,7
500	455	14,5	
490	440	12,0	
490	440	12,5	
490	440	13,5	
* Среднее значение $\sigma_B = 500$ МПа, $\sigma_{0,2} = 449$ МПа, $\delta_5 = 14$ %.			
** Среднее значение $\sigma_B = 494$ МПа, $\sigma_{0,2} = 445$ МПа, $\delta_5 = 13,2$ %.			

из вертикальной и горизонтальной (нижней) полок профиля, отвечают требованиям стандартов ($\sigma_B = 450 - 530$ МПа, $\sigma_{0,2} = 380 - 460$ МПа, $\delta_5 \geq 8\%$, $1/\rho > 20,7$ МСм/м).

Как показали нестандартные испытания при осевом сжатии натурных профилей высотой 100 мм, потеря устойчивости примерно одинакова при обоих вариантах изготовления профилей.

Испытания на малоцикловую усталость ($\sigma_{\text{нетто max}} = 157$ МПа, $f = 5$ Гц, $R = 0,1$) проводили на образцах реальных профилей длиной 300 мм с отверстиями диаметром 5 мм в вертикальной стенке и большой горизонтальной полке при расстоянии между отверстиями 50 мм. Образцы испытывали с помощью специально изготовленных захватов Z-образной формы (рис. 4). Результаты испытаний на малоцикловую усталость формованных профилей

— в отожженном состоянии:

$N_{\text{разр}}$, цикл.	Место разрушения
35380	Полка
36670	— " —
38150	Стенка
39500	— " —

— в свежезакаленном состоянии:

$N_{\text{разр}}$, цикл.	Место разрушения
39080	Стенка
35530	Полка
35260	Стенка

Для обоих вариантов формообразования усталостная долговечность была практически одинаковая. Разрушение образцов происходило по одному из отверстий, одновременно на другом отверстии наблюдалось появление трещины [10].



Рис. 4. Образец профиля в захватах для испытаний на МЦУ:

1 – отверстие в стенке; 2 – отверстие в полке

Испытания на расслаивающую коррозию проводились на нестандартных узких образцах со стравленной плакировкой по ГОСТу, вырезанных из стенки, малой и большой полок профиля и на образцах профилей высотой 60 мм при полном их погружении в раствор на 7 суток. Склонность к расслаивающей коррозии на всех образцах близка и составляет 5–6 баллов, то есть находится в пределах требований к сплаву В950чТ2 без плакировки.

Для оценки общей коррозионной стойкости плакированные профили длиной 200 мм двух вариантов изготовления были поставлены на натурные длительные испытания в условиях умеренно теплого климата Геленджика и в промышленных условиях умеренного климата Москвы. В течение года на профилях коррозионных поражений не обнаружено.

Анализ исследованных технологических процессов изготовления гнутых профилей из листовой ленты в отожженном и свежезакаленном состояниях показал хорошую технологическую пластичность в зонахгиба. После формообразования профили имели приемлемый уровень механических статических и усталостных характеристик при повышенной коррозионной стойкости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Марковцев В.А., Филимонов В.И., Илюшкин М.В., Баранов А.С., Волков А.А. Формообразование несимметричных профилей на профилировочных станках // *Технология металлов*. 2011. № 3. С. 8–12.
2. РТМ 1.4.2005. Изготовление профилей из листов алюминиевых сплавов Д16ч, В95, 1420 методом стесненного изгиба. М.: НИАТ, 1990.
3. Колганов И.М., Щавлева Н.А., Филимонов С.В. Повышение несущей способности конструкций ЛА с профилями, гнутыми из листа // *Авиационная промышленность*. 1999. № 3. С. 9–12.
4. Фридляндер И.Н., Сенаторова О.Г., Ткаченко Е.А. Высокопрочные сплавы системы Al–Zn–Mg–Cu // *Энциклопедия «Машиностроение»*, т. II–3 «Цветные металлы и сплавы». 2001. С. 94–128.
5. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ткаченко Е.А., Вахромов Р.О. Алюминиевые деформируемые сплавы / В сб. *Авиационные материалы и технологии. Юбилейный науч.-техн. сб. (прилож. к ж. «Авиационные материалы и технологии»)*. М.: ВИАМ, 2012. С. 167–182.
6. Марковцев В.А., Илюшкин М.В., Баранов А.С., Филимонов В.И. О влиянии промежуточных радиусов формовки на параметры корытного профиля // *Авиационная промышленность*. 2010. № 4. С. 43–50.
7. Селиваненко И.В., Филимонов В.И. Выбор параметров оценки технологичности профиля при его формообразовании в роликах. *Современные технологии в машиностроении / Сб. материалов IV Всеросс. науч.-практ. конф.* Пенза: Изд-во ПДЗ. 2001. С. 98–100.
8. Марковцев В.А., Филимонов В.И. Формообразование стесненным изгибом в роликах и правка гнутых тонкостенных профилей. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2006. 244 с.
9. Сенаторова О.Г., Курдюкова Т.А., Сандлер В.С., Марковцев В.А. Особенности структуры гнутых профилей из сплава В95пчАТ2 // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 1992. № 7. С. 33–35.
10. Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Нужный Г.А. Квалификационные испытания и исследования прочности авиационных материалов / В сб. *Авиационные материалы и технологии. Юбилейный науч.-техн. сб. (прилож. к ж. «Авиационные материалы и технологии»)*. М.: ВИАМ, 2012. С. 440–448.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

*А.Е.Алипов, докт. техн. наук; Н.С.Азинов; И.С.Карнейкин
(ОАО «Национальный институт авиационных технологий»)*

Описан опыт проектирования и изготовления воздухозаборника из композиционного материала. Отражены проблемы и предложены варианты их решения.

Ключевые слова: воздухозаборник, композиционные материалы, проектирование, сборка, стапель, перфорация.

DESIGN AND FABRICATION OF A CARBON-FIBER PLASTIC AIR INTAKE PROTOTYPE.

A.E. Alipov, Dr. Techn. Sc.; N.S. Azikov; I.S. Karpeykin.

The authors describe their experience in design and fabrication of a carbon-fiber air intake. Problems and alternatives for their solution are represented.

Keywords: air intake, composite materials, designing, assembly, jig, perforation.

При создании авиационных узлов и агрегатов нового поколения необходимо добиваться комплексных экономических показателей, которые на 20–25 % будут превышать показатели узлов и агрегатов существующих летательных аппаратов.

Для решения этой задачи требуется разработка «прорывных продуктов», к ним можно отнести авиационные узлы и агрегаты, изготовленные из современных композиционных материалов. Наиболее перспективным материалом для авиации является углепластик. Для сокращения цикла производства и снижения себестоимости изделий может быть использована безавтоклавная технология формования композиционных деталей. Эта технология формования композиционных материалов дает возможность создавать крупногабаритные авиационные конструкции, не применяя дорогостоящие автоклавы, что существенно уменьшает их себестоимость.

Авторы при проектировании и изготовлении углепластикового воздухозаборника в рамках работ по созданию перспективного авиадвигателя, предназначенного для самолета МС-21, применили углеродные препре-

ги фирмы Cytec на связующем CYCOM® 5320. Впервые в конструкции воздухозаборника были использованы высокоинтегральные узлы и агрегаты: отформованы как единое целое наружный обтекатель воздухозаборника со шпангоутами и стыковым фланцем; звукопоглощающий контур с сотовым перфорированным звукопоглощающим каналом и со стыковыми фланцами. Конструктивно воздухозаборник (рис. 1) состоит из обогреваемого металлического носка, входящего в состав противообледенительной системы; наружного обтекателя; корпуса с внутренним звукопоглощающим каналом и стыковых элементов.

На этапе проектирования проводились анализ различных конструктивных схем и прочностные расчеты на основе конечно-

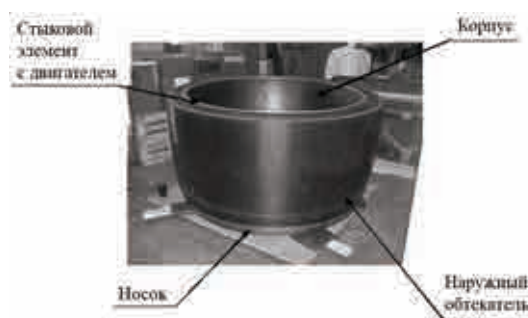


Рис. 1



Рис. 2

элементных моделей. На рис. 2 показано напряженно-деформированное состояние воздухозаборника, изображение получено с помощью программного комплекса PATRAN/NASTRAN. Для определения свойств композиционного материала, позволивших уточнить прочностные расчеты и конструкторские решения на стадии проектирования,

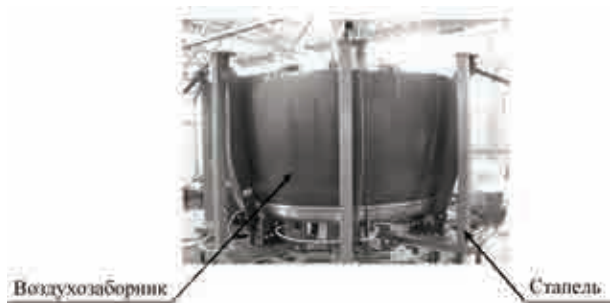


Рис. 3

были изготовлены и испытаны материаловедческие образцы. Одновременно с разработкой конструкторской документации разрабатывалась технология изготовления композиционных деталей воздухозаборника и сборки. На основе технологии сборки воздухозаборника было разработано сборочное устройство – стапель (рис. 3).

Применение стапельной сборки воздухозаборника было обусловлено необходи-

мостью разделки части сборочных отверстий по месту и необходимостью стыка деталей по сложным поверхностям.

После изготовления воздухозаборник был испытан на стенде.

Опыт проектирования и изготовления воздухозаборника показал, что для обеспечения стабильного качества в серийном производстве необходимо добиваться максимально возможной автоматизации процесса выкладки и формования узлов и деталей. На стадии проектирования это может быть достигнуто управлением структурой армирования композиционного материала, путем создания высокоинтегральных конструкций и сокращением числа механических соединений.

При изготовлении воздухозаборника одной из важных технологических операций является перфорация звукопоглощающего контура. Традиционная перфорация готового изделия, осуществляемая механическим способом, существенно повышает трудоемкость изготовления и увеличивает риск появления металлических обломков режущего инструмента, что снижает безопасность эксплуатации изделия.

На основе приобретенного опыта в ОАО НИАТ разработаны предложения по улучшению конструкции воздухозаборника, реализация которых значительно повысит технологичность и позволит изготавливать звукопоглощающий контур без механической перфорации.

Применение метода безавтоклавной технологии дает возможность изготавливать крупногабаритные авиационные узлы и агрегаты.

ОБРАБОТКА ТОЧНЫХ ОТВЕРСТИЙ В ПАКЕТАХ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

О.М.Балла, канд. техн. наук (Иркутский государственный технический университет)

Приведены результаты исследования формообразования отверстий в пакетах, содержащих композиционные материалы с полимерной матрицей.

Ключевые слова: композиционные материалы с полимерной матрицей, ручной механизированный инструмент, сверло, развертка.

PROCESSING FINE HOLES IN PACKAGES OF DISSIMILAR MATERIALS.

O.M.Balla, Cand.Tech.Sc.

Results of investigation of forming holes in packages containing composite materials with a polymeric matrix are presented.

Keywords: composite materials with a polymeric matrix, manual mechanized tools, drill, reamer.

Высокие модуль упругости и предел прочности композиционных материалов с полимерной матрицей (ПКМ) в сочетании с низкой плотностью обеспечивают получение удельной прочности деталей, значительно превышающей значения, характерные для высокопрочных сталей и титановых сплавов.

Применение крупногабаритных панелей и деталей интегральных конструкций значительно сокращает объемы применения заклепок и болтов, но не смотря на это основным основным видом крепежа остаются болтовые и заклепочные соединения. Формообразование отверстий в смешанных пакетах – сложная технологическая задача, которая усложняется из-за необходимости их формообразования в цехах агрегатно-сборочного производства ручным механизированным инструментом (РМИ).

При формообразовании отверстий в ПКМ целесообразно применять сверла с подрезными режущими кромками для органоластов и сверла из угле- и стеклопластиков [3].

Обработку боропластиков рекомендуется выполнять алмазными сверлами на одно-

слойной металлической связке. Основной проблемой при обработке деталей (агрегатов) из ПКМ является расслоение его при выходе инструмента из работы. Проблема решается применением плотно прижатых технологических подкладок из твердых пород дерева, текстолита или бакелитизированной фанеры. Толщина подкладок должна превышать высоту заборного конуса инструмента на 1 – 1,5 мм. Точность отверстий находится в пределах 11 – 12-го классов точности для сверл класса точности А1. При применении спиральных сверл предпочтение необходимо отдать инструменту, изготовленному методом вышлифовки с меньшим углом подъема винтовой линии стружечных канавок. Шлифованная стружечная канавка снижает вероятность пакетирования стружки ПКМ в канавках сверл, а небольшое значение угла подъема винтовой линии уменьшает расслоение ПКМ со стороны врезания сверла. При использовании сверл с прямыми стружечными канавками расслоения не наблюдается, но значительно ухудшается отвод стружки при обработке глубоких и глухих отверстий.

Для разнородных пакетов или панелей из

углепластика, армированных титановыми пластинами, условия обработки заметно усложняются из-за образования заусенца при выходе сверла со стандартной геометрией из титановой пластины. Кроме того, при врезании поперечной режущей кромки в металл наблюдается разбивка отверстия в ПКМ, что приводит к потере точности отверстия в ПКМ. Следует отметить также, что металлическая стружка разрушает полимерное связующее: чем выше предел прочности обрабатываемого материала (жесткость стружки), тем больше повреждение отверстия в ПКМ (рис. 1).



Рис. 1. Типовой характер повреждения отверстия в ПКМ стружкой в разнородном пакете
(δ – соответственно толщины элементов пакета)

При сверлении (в меньшей степени развертывании), как показали выполненные исследования, стружка повреждает полимерное связующее, что в зависимости от жесткости стружки обрабатываемого материала приводит к увеличению диаметра отверстия в ПКМ до 0,5 мм. Стружкой повреждается верхний элемент пакета. Применение сверл со стандартной заточкой формирует при выходе сверла из металлической составляющей пакета заусенец, величина которого, по данным работы [3], может достигать 0,5 мм и более. Если пакет разборной конструкции, то заусенец на металлической части и поврежденная им прилегающая к отверстию часть ПКМ может быть удалена зенковкой типовой конструкции.

Для неразборного пакета удаление поврежденной части становится невозможным. Однако величина заусенца при выходе сверла из работы может быть уменьшена

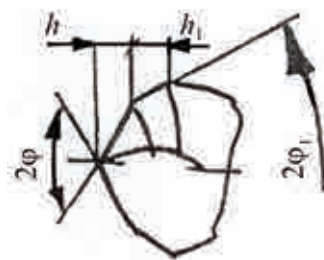


Рис. 2. Двойная заточка рабочей части сверла
($2\phi = 90 - 110^\circ$, $2\phi_1 = 70 - 90^\circ$, $h = h_1$)

изменением формы заточки рабочей части. Рекомендуемые формы заточки приведены в порядке повышения их эффективности на рис. 2, 3. Эти формы заточки можно применять для сверления отверстий в пакетах с припуском под развертывание. Дальнейшее повышение эффективности обеспечивается рабочей частью инструмента, заточенной, как показано на рис. 4 [1].

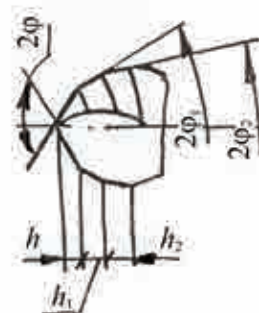


Рис. 3. Тройная заточка рабочей части сверла
($2\phi = 90 - 110^\circ$, $2\phi_1 = 70 - 90^\circ$, $2\phi_2 = 50 - 70^\circ$,
 $h = h_1 = h_2$)

Формы заточки, приведенные на рис. 2, 3, при сверлении отверстий в смешанных неразборных пакетах при износе режущих кромок сверл не более 0,1 мм в алюминиевых сплавах 1163, Д16Т, Д19Т, В93, В95ПЧ, 1933 и др. практически исключают появление заусенцев. Тройная заточка рабочей части сверла (рис. 3) и заточка по экспоненте (рис. 4,а) при сверлении пакетов, содержа-



Рис. 4. Рабочая часть, заточенная по экспоненте (а), по параболе (б) и по радиусу (в)

щих титановые сплавы, образуют заусенец величиной не более 0,05 – 0,12 мм, что соответствует техническим условиям на обработку пакетов. Конструкции сверл для обработки отверстий в пакетах, содержащих ПКМ, рекомендуется применять сверла в соответствии с патентом [1].

Предлагаемые сверла имеют уменьшенный размер ленточки; класс точности хвостовика h_6 . Не допускается рельефная маркировка на рабочей части хвостовика. Монолитные твердосплавные сверла необходимо изготавливать из особомелкозернистых твердых сплавов на основе карбида вольфрама и кобальта. В условиях опытного и мелкосерийного производства для обработки углепластиков, стеклопластиков и органических полимеров можно применять инструмент из кобальтовых быстрорежущих сталей, для повышения работоспособности целесообразно применять кластерные алмазоподобные покрытия.

Применение рельефной маркировки электрографом или накатыванием приводит к потере правильной цилиндрической формы. Величина отклонения от цилиндричности находится в пределах от 0,02 до 0,04 мм.

Уменьшенный размер ленточки снижает возможность заклинивания инструмента при перекосе РМИ, с учетом этого всегда обработку необходимо выполнять с ориентирующим устройством или на ступелях с принудительным направлением инструмента. Высокий модуль упругости углепластиков даже при незначительном перекосе вызывает заклинивание инструмента.

Твердые сплавы на основе карбидов вольфрама на кобальтовой связке и кобальтовые быстрорежущие стали вызывают хороший отвод тепла, что снижает возможность деструкции связующего.

Маркировка допускается только лазерная или электрохимическая, которые не вызывают искажения размеров.

Для обеспечения хорошей работоспособности инструмента РМИ необходимо оснащать специальными цанговыми патронами (рис. 5). Особенностью конструкции патрона являются сменные цилиндрические цанги, имеющие один паз, прорезанный по всей длине, это обеспечивает равномерный зажим инструмента и позволяет применять данную конструкцию и для закрепления



Рис. 5. Сверлильный патрон со сменными цилиндрическими цангами

разверток в диапазоне диаметров от 2,7 до 10 мм. Стандартные сверлильные патроны (ГОСТ 8522–79) характеризуются большим биением и низкой надежностью закрепления цилиндрических хвостовиков, поэтому их применение не допускается для обработки композиционных материалов. Дополнительно необходимо учесть резкое снижение работоспособности инструмента, особенно при обработке углепластиков при повышенном биении режущих кромок. Отработанные конструкции патронов обеспечивают биение контрольных валиков при вылете 3D не более 0,01 – 0,02 мм. Это позволяет их применять при сверлении и развертывании отверстий в пакетах, содержащих титановые сплавы и высокопрочные стали.

В процессе отработки технологических процессов формообразования точных отверстий по 9 – 10-му квалитетам точности установлено, что сверление двухслойных пакетов сверление необходимо начинать со стороны металлической составляющей пакета, тогда повреждений ПКМ стружкой не произойдет. Если ПКМ охвачен с двух сторон металлом, то необходимо увеличить при-

пуск на развертывание, а сверление следует начинать со стороны металла большей толщины. Если пакет состоит из материалов с разными модулями упругости, то критерием определения, с какой стороны целесообразно начинать обработку, можно принять зависимость модуля упругости материала и толщины его. Сверление рекомендуется выполнять со стороны материала, имеющего большее значение произведения.

Если со стороны выхода сверла расположена тонкостенная металлическая часть пакета, то применение поддерживающих подкладок необходимо. Развертывание следует выполнять со стороны ПКМ или со стороны металла меньшей толщины. Если нет подхода к обрабатываемой поверхности, то необходимо применять праворежущие развертки с правой спиралью, но подача РМИ должна быть принудительной. В крайнем случае обработку можно будет выполнять инструментом с прямым зубом, но при этом может иметь место огранка отверстия.

Измерение диаметров отверстий необходимо выполнять поэлементно для каждой составляющей пакета, так как стружка вызывает увеличение диаметра отверстия в ПКМ, применение калибров недопустимо. Подача инструмента должна быть механическая или стабилизированная гидравлическими демпфирующими устройствами. Развертки для обработки точных отверстий в пакетах приведены на рис. 6. У таких разверток увеличена длина заборного конуса, позволяющая удалять припуск величиной до 0,5 мм; большие значения передних

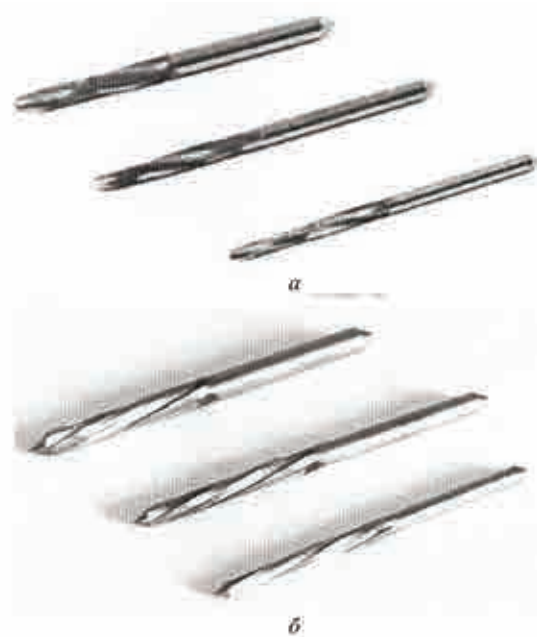


Рис. 6. Праворежущие развертки с правой (а) и левой (б) спиралью

углов на рабочей части и калибрующей, что снижает возможность повреждения обработанной поверхности стружкой; уменьшенная величина ленточек на калибрующей части.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пат. № 2095199. Сверло для обработки полимерных композиционных материалов типа углепластиков и стеклопластиков / О.М. Балла. Бюл. № 31 от 10.11.97.
2. Степанов А.А. Обработка резанием высокопрочных композиционных материалов. Л.: Машиностроение, 1987. 176 с.
3. Воробьев Ю.А., Николаенко А.И., Воробьев А.Ю. Анализ исследований по сверлению смешанных пакетов их композиционных материалов и титановых сплавов // Авиационно-космическая техника и технологии. 2008. № 2. С. 32–38.

К ОЦЕНКЕ ПЛОЩАДИ ПОВЕРХНОСТИ МИКРОЛУНОК ЧАСТИЧНО РЕГУЛЯРНОГО МИКРОРЕЛЬЕФА ПРИ ДИСКРЕТНОМ ВИБРАЦИОННОМ РЕЗАНИИ

Н.В.Ермольчева; Б.С.Орлов, канд. техн. наук;

А.А.Скрипкин, докт. техн. наук; А.В.Королев, докт. техн. наук

(Саратовский государственный технический университет им. Ю.А. Гагарина)

Рассматривается процесс образования частично регулярного микро рельефа на поверхности детали методом дискретного вибрационного резания (ДВР). Получена формула для оценки площади поверхности микролунок для общего случая в зависимости от режимов обработки и конструктивных элементов устройства для ДВР.

Ключевые слова: частично регулярный микро рельеф, параметры микро рельефа, дискретное вибрационное резание.

ON THE ESTIMATION OF THE SURFACE AREA OF MICROWELLS WITH PARTIALLY REGULAR MICRORELIEF DURING DISCRETE VIBRATORY CUTTING. *N.V.Ermol'cheva;*

B.S.Orlov, Cand.Tech.Sc; A.A.Skripkin, Dr.Tech.Sc; A.V.Korolyov, Dr.Tech.Sc.

The process for formation of a partially regular microrelief on the part surface by discrete vibratory cutting (DVC) is considered. Formula for the estimation of microwells surface area has been received for the general case depending on the machining conditions and structural elements of the DVC.

Keywords: partially regular microrelief, parameters of microrelief, discrete vibratory cutting.

Исследования и опыт эксплуатации машин и приборов убедительно показывают, что характер контактирования поверхностей деталей друг с другом или с жидкой, газовой или другой средой зависит не только от высоты микронеровностей, но и от других параметров микро рельефа или от комплекса их. Характер микро рельефа – размеры, форма, взаиморасположение микронеровностей – определяются способом и условиями обработки поверхностей [1].

Одним из новых методов нанесения микро рельефов на поверхности деталей тел вращения является дискретное вибрационное резание (ДВР), позволяющее создавать частично регулярный микро рельеф (ЧМР) в виде различной формы и размеров дискретно расположенных микролунок глубиной $h_{\max}$ относительной площадью F_n по ГОСТ 24773–81 [1, 2]. На рис. 1 видно, что инструмент (резец), закрепленный на Г-образной части державки и совершающий возвратно-качательное движение относительно оси O с амплитудой e , заглубляется на величину $h_{\max}$ в момент наибольшего отклонения его от положения равновесия на угол φ . При этом время соприкосновения инструмента с поверхностью зависит от размеров L и

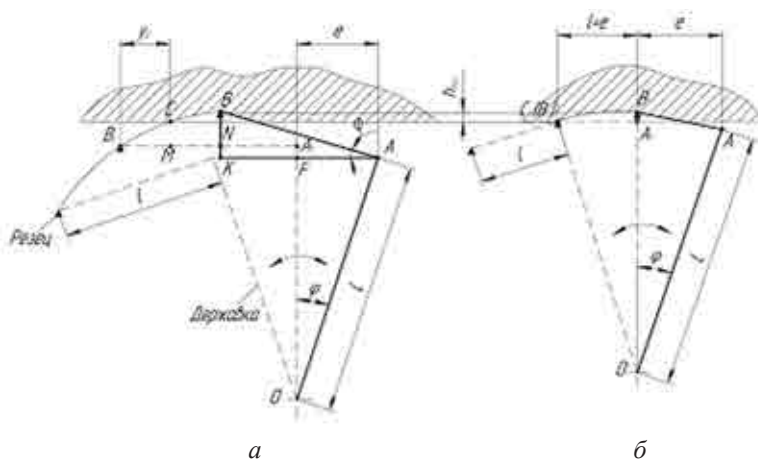


Рис. 1. Схема формирования микролунок при $l > e$ (а) и $l = e$ (б)

l конструктивных элементов державки, а также амплитуды e и глубины $h_{\max}$. Если при $l = e$ (рис. 1,б) инструмент соприкасается с поверхностью в течение полупериода $T/2$, то при $l > e$ (рис. 1,а) за время τ_0 прохождения расстояния y_0 он дополнительно находится вне контакта с поверхностью, то есть соприкосновение происходит в течение времени $(T/2 - 2\tau_0)$. Так как инструмент совершает гармонические колебания, то время τ_0 можно определить из выражения

$$y_0 = e \sin(2\pi/T) \tau_0. \quad (1)$$

На основании подобия фигур B_1CM и B_1BN (см. рис. 1,а) следует, что

$$y_0 = B_1M = B_1N(CM/BN), \quad (2)$$

где $B_1N = l - (l \cos \varphi - e)$; $BN = l \sin \varphi - (L - L \cos \varphi)$; $CM = l \sin \varphi - h_{\max}$.

Поскольку $\sin \varphi = e/L$ и с учетом того, что при $L \gg e \cos \varphi \approx 1$, уравнение (2) примет вид

$$y_0 = e - (Lh_{\max}/l). \quad (3)$$

Подставляя выражение (3) в формулу (1), получим

$$\tau_0 = \frac{T}{2\pi} \arcsin \left(1 - \frac{Lh_{\max}}{el} \right). \quad (4)$$

Таким образом, выражение (4) связывает начальный момент времени соприкосновения инструмента и поверхности детали с конструктивными элементами устройства для ДВР.

Рассмотрение образующихся микролунок ведется на плоскости XOY развертки цилиндра детали (рис. 2), при этом движение подачи резца производится в положительном направлении оси OY .

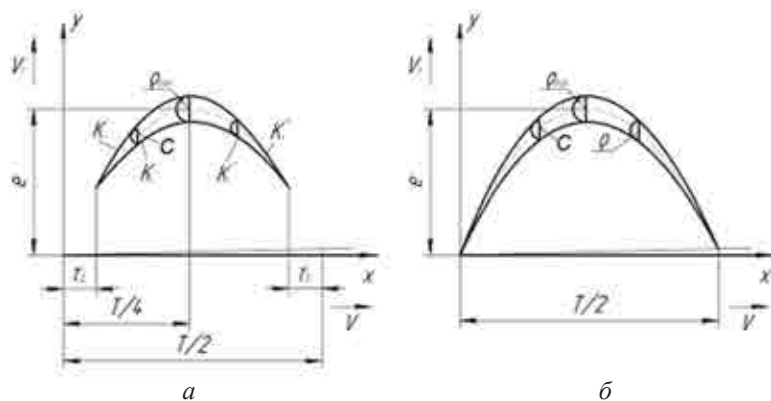


Рис. 2. Форма микролунок на плоскости развертки цилиндра при $\tau_0 \neq 0$ (а) и $\tau_0 = 0$ (б)

При врезании резца (полусфера радиусом r) в цилиндрическую или торцевую невращающуюся поверхность на глубину h , изменяющуюся за период осцилляции от нуля до $h_{\max}$, образуется отпечаток, граница которого на плоскости развертки имеет вид кривой, близкой к полуокружности радиусом ρ , определяемым по формуле

$$\rho \approx \sqrt{2rh}. \quad (5)$$

Траектория L движения центра C (см. рис. 2) отпечатка на поверхности

детали задается параметрическими уравнениями:

$$\begin{cases} x = v\tau, \\ y = v_1\tau + e \sin \frac{2\pi}{T} \tau, \end{cases} \quad (6)$$

где v – окружная скорость заготовки; v_1 – скорость движения центра C при отсутствии осцилляции.

Границы вырезанных микролунок представляют собой огибающие семейства полуокружностей переменного радиуса ρ , являющихся границами отпечатков, центры которых задаются уравнениями (6).

В каждый момент времени τ величина радиуса ρ определяется выражением

$$\rho = \rho_{\max} \sin \frac{2\pi}{T} (\tau - \tau_0), \quad (7)$$

где $\rho_{\max}$ – максимальное значение радиуса полуокружности отпечатка при $\tau = T/2$.

Формула для оценки площади поверхности микролунок получена ранее для частного случая, когда $\tau_0 = 0$ при $l = e$, а инструмент соприкасается с поверхностью детали в течение полупериода [3]. Используя приведенную в работе [3] методику определения площади поверхности микролунок, авторами была получена формула оценки площади поверхности микролунок f для общего случая, когда $\tau_0 \neq 0$:

$$f = Q_{K_+} - Q_{K_-} + Q_{K_+}^* - Q_{K_-}^*, \quad (8)$$

где Q_{K_+} и $Q_{K_+}^*$ – площади криволинейных трапеций, заключенных между осью OX и кривыми K_+ и K_+^* в пределах $\tau_0 \div (T/2 - \tau_0)$; Q_{K_-} и $Q_{K_-}^*$ – площади криволинейных трапеций, заключенных между осью OX и кривыми K_- и K_-^* в пределах $\tau_0 \div (T/2 - \tau_0)$.

При этом

$$Q_{K_+} = \int_{\tau_0}^{\frac{T}{4}} \left[\left(v_1 \tau + e \sin \frac{2\pi}{T} \tau + \frac{\rho_{\max} \sin \frac{2\pi}{T} (\tau - \tau_0)}{\sqrt{1 + k^2 \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau}} \right) \left(v - \frac{2\pi k \rho_{\max}}{T} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \frac{\left(1 + k^2 \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau \right) \cos \frac{2\pi}{T} (2\tau - \tau_0) + k^2 \sin \frac{2\pi}{T} \tau \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau \sin \frac{2\pi}{T} (\tau - \tau_0)}{\left(1 + k^2 \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau \right)^{3/2}} \right) \right] d\tau; \quad (9)$$

$$Q_{K_-}^* = \int_{\frac{T}{4}}^{\frac{T}{2} - \tau_0} \left[\left(v_1 \tau + e \sin \frac{2\pi}{T} \tau - \frac{\rho_{\max} \sin \frac{2\pi}{T} (\tau - \tau_0)}{\sqrt{1 + k^2 \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau}} \right) \left(v - \frac{2\pi k \rho_{\max}}{T} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \frac{\left(1 + k^2 \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau \right) \cos \frac{2\pi}{T} (2\tau - \tau_0) + k^2 \sin \frac{2\pi}{T} \tau \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau \sin \frac{2\pi}{T} (\tau - \tau_0)}{\left(1 + k^2 \cos^2 \frac{2\pi}{T} \tau \right)^{3/2}} \right) \right] d\tau; \quad (10)$$

$$Q_{K_-} = v \int_{\tau_0}^{\frac{T}{4}} \left[v_1 \tau + (e - \rho_{\max}) \sin \frac{2\pi}{T} \tau \right] d\tau; \quad (11)$$

$$Q_{K_+}^* = v \int_{\frac{T}{4}}^{\frac{T}{2} - \tau_0} \left[v_1 \tau + (e + \rho_{\max}) \sin \frac{2\pi}{T} \tau \right] d\tau. \quad (12)$$

Используя формулы (9)–(12), определим площадь микролунок за период осцилляции инструмента по формуле (8), при этом $\tau_0 = 0$:

$$f_{\tau_0=0} = \frac{2e\rho_{\max}}{k} + \frac{2\pi e\rho_{\max}}{12k} \left(1 + \frac{2\sqrt{2}}{\sqrt{1+0,5k^2}} \right) - \frac{\pi k \rho_{\max}^2}{12} \left(\frac{\sqrt{2}k^2}{(1+0,5k^2)^2} - 2 \right), \quad (13)$$

где $k = 2ei/d_z$, $i = n_{\text{дв.х}}/n_z$ – число циклов осцилляции резца за один оборот заготовки; d_z – диаметр обрабатываемой поверхности.

Площадь микролунки за период осцилляции инструмента равна при $\tau_0 = T/12$

$$f_{\tau_0=T/12} = \frac{\sqrt{3}e\rho_{\max}}{k} + \frac{2\pi e\rho_{\max}}{36k} \left(\sqrt{3} + \frac{6}{\sqrt{1+0,25k^2}} + \frac{\sqrt{3}}{2\sqrt{1+0,75k^2}} \right) + \frac{\pi k \rho_{\max}^2}{36} \left(3 + \frac{4\sqrt{3}-0,43k^2}{(1+0,25k^2)^2} - \frac{9k^2}{16(1+0,75k^2)^2} \right) - \frac{\pi k e \rho_{\max}}{36} \left(\frac{0,75k^2+6}{(1+0,25k^2)^{3/2}} + \frac{0,87+0,32k^2}{(1+0,75k^2)^{3/2}} \right); \quad (14)$$

при $\tau_0 = T/8$

$$f_{\tau_0=T/8} = \frac{\sqrt{2}e\rho_{\max}}{k} + \frac{2\pi e\rho_{\max}}{48k} \left(\sqrt{2} + \frac{5,2}{\sqrt{1+0,15k^2}} + \frac{1}{\sqrt{1+0,5k^2}} \right) + \frac{\pi k \rho_{\max}^2}{48} \left(3 + \frac{7,4-0,01k^2}{(1+0,15k^2)^2} + \frac{\sqrt{2}}{(1+0,5k^2)^2} \right) - \frac{\pi k e \rho_{\max}}{48} \left(\frac{7,4+0,55k^2}{(1+0,15k^2)^{3/2}} + \frac{2+0,5k^2}{(1+0,5k^2)^{3/2}} \right); \quad (15)$$

при $\tau_0 = T/6$

$$f_{\tau_0=T/6} = \frac{e\rho_{\max}}{k} + \frac{2\pi e\rho_{\max}}{72k} \left(1 + \frac{2,45}{\sqrt{1+0,07k^2}} + \frac{0,87}{\sqrt{1+0,25k^2}} \right) + \frac{\pi k \rho_{\max}^2}{72} \left(1 + \frac{4,9+0,02k^2}{(1+0,07k^2)^2} + \frac{1,73+0,1k^2}{(1+0,25k^2)^2} \right) - \frac{\pi k e \rho_{\max}}{72} \left(\frac{6,8+0,2k^2}{(1+0,07k^2)^{3/2}} + \frac{2,6+0,32k^2}{(1+0,25k^2)^{3/2}} \right). \quad (16)$$

На основании полученных формул построен график (рис. 3) зависимости площади микролунки за период осцилляции инструмента от времени соприкосновения инструмента и поверхности детали при заданных режимах обработки: $i = 60$, $e = 0,5$ мм, $h = 30$ мкм, $d_z = 75$ мм,

$r = 0,5$ мм, $\rho = 0,17$ мм, $k = 0,8$. При этом площади микролунки за период осцилляции инструмента равны $f_{\tau_0=0} = 0,36 \text{ мм}^2$, $f_{\tau_0=T/12} = 0,297 \text{ мм}^2$,

$$f_{\tau_0=T/8} = 0,231 \text{ мм}^2, \quad f_{\tau_0=T/6} = 0,125 \text{ мм}^2$$

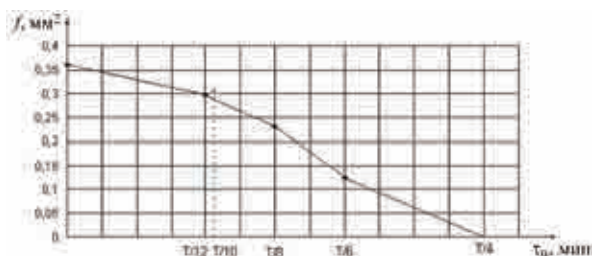


Рис. 3. Зависимость площади микролунки за период осцилляции инструмента от времени соприкосновения инструмента и поверхности детали (* – эксперимент)

Экспериментальные исследования были проведены при заданных конструктивных элементах устройства ($L = 60$ мм и $l = 20$ мм) и режимах обработки. Поверхность с нанесенным регулярным

микрорельефом в виде микролунок (рис. 4) контролировалась на программно-аппаратном комплексе анализа геометрических параметров микрообъектов с помощью видеокамеры и микроскопа.

Площадь поверхности микролунок, полученная расчетным путем, составляет $0,28 \text{ мм}^2$, а экспериментальным – $0,3 \text{ мм}^2$, то есть относительная погрешность площади поверхности микролунок, полученной теоретическим путем от площади, полученной экспериментальным путем, составляет менее 7 %.

Таким образом, полученная формула для оценки площади поверхности микролунок для общего случая в зависимости от режимов обработки и конструктивных элементов устройства для ДВР позволяет эффективно оценивать площадь поверхности создаваемых микролунок, а также определять требуемые параметры ДВР, исходя из начальной и конструктивно-заданной площади их поверхности.



Рис. 4. Поверхность с нанесенным частично регулярным микрорельефом

ЛИТЕРАТУРА

1. Шнейдер Ю.Г. Образование регулярных микрорельефов на деталях и их эксплуатационные свойства. Л.: Машиностроение, 1972. 240 с.
2. Пат. РФ 113686. Устройство для вибрационной обработки поверхностей / Н.В. Ермольчева, Б.С. Орлов, А.В. Королев. Бюл. № 6, 11.08.2011 г.
3. Орлов Б.С. Определение опорной поверхности при дискретном вибрационном резании // Авиационная промышленность. 2009. № 3. С. 28–30.



ВЛИЯНИЕ КОРРОЗИОННО-УСТАЛОСТНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА СВОЙСТВА МЕТАЛЛОПОЛИМЕРНЫХ КМ И КОНСТРУКЦИИ ИЗ НИХ

В.И.Постнов, докт. техн. наук; **М.В.Постнова**, канд. техн. наук;
О.Ю.Мантусова (Ульяновский научно-технологический центр ВИАМ)

Исследована общая коррозионная стойкость металлополимерного композиционного материала алор Д16/41, а также отбортовок из металлополимерных КМ и сплава Д16чАТ с различными видами анодирования. Установлено, что зарождение трещин в образцах происходит по радиусугиба в зоне перехода плоской стенки в отбортовку, что тарельчатый тип отбортовок в образцах из обоих материалов по усталостным свойствам имеет преимущество перед тороидальными.

Ключевые слова: отбортовка, металлополимерный композиционный материал, коррозионная стойкость, усталостные свойства.

THE INFLUENCE OF CORROSION AND FATIGUE EFFECTS ON BEHAVIOUR
OF METAL-POLYMERIC COMPOSITES AND STRUCTURES. *V.I.Postnov, Dr.Techn.Sc;*
M.V.Postnova, Cand.Techn.Sc; O.Yu.Mantusova.

The general corrosion resistance of D16/41 Alor metal-polymeric material as well as flanging in metal-polymeric composites and D16chAT alloy with different types of anodic treatment has been studied. It has been found that cracking origination in the samples occurs along the bending radius within the flat wall-to-flanging transition area, that disk-type flanging in samples of both materials has advantage over toroidal flanging in terms of their fatigue properties.

Keywords: flanging, metal-polymeric composite, corrosion resistance, fatigue properties.

Композиционные материалы, используемые в ЛА, постоянно испытывают воздействия влаги и смены температурных режимов. Это приводит к снижению упругопрочностных характеристик конструкций из КМ [1, 2], так как влага в порах и микротрещинах проявляет себя как пластификатор [3, 4], а термоциклические воздействия приводят к образованию в полимерной матрице новых микротрещин, которые со временем заполняются влагой. Поэтому в алорах – металлополимерных композиционных материалах (МПКМ) необходимо обеспечить их высо-

кую надежность в течение длительного хранения и эксплуатации, когда материал может подвергаться отрицательному воздействию климатических условий и различных коррозионно-активных сред.

Коррозионные процессы в алорах имеют чрезвычайно сложную природу. Слоистость структуры алоров, наличие нескольких внутренних поверхностей раздела, проницаемость слоев органопластика для воды и ее паров определяют специфику взаимодействия этих материалов с внешней средой и обуславливают потенциальную опасность

возникновения коррозии. Для изучения коррозионных процессов в алорах были использованы методы, применяемые для изучения этих процессов в металлах, ПКМ, клеевых соединениях. Алоры, как и алюминиевые сплавы, были исследованы на коррозионную стойкость; по аналогии с полимерными композитами определяли стабильность свойств алоров после воздействия климатических и коррозионных факторов; по методикам клеевых соединений исследовали изменение межслойных характеристик алоров (прочность при межслойном сдвиге, отрыве, межслойная трещиностойкость) под действием различных сред.

Для коррозионных испытаний алора Д16/41 использовали

- камеру солевого тумана: распыление 5%-ного раствора NaCl, время распыления 3 мин, периодичность распыления 20 мин, температура 35 °C;

- камеру тропического климата: выдержка образцов при относительной влажности 98 % при температуре 50 °C в течение 12 ч, затем при такой же влажности при температуре 18÷25 °C – 8 ч и последующая сушка при температуре 18÷25 °C в течение 4 ч.

Коррозионную стойкость материала оценивали по изменению внешнего вида образцов, по характеру и глубине коррозионных поражений. Проведенные исследования показали, что испытания образцов алора на общую коррозию дают представление о состоянии поверхностных слоев алюминиевого сплава и свидетельствуют о том, что их коррозионное поведение в составе алора такое же, как у монолитных алюминиевых листов. Установлено, что общая коррозионная стойкость алоров и сопротивление коррозии под напряжением зависят от тех же факторов, что и коррозионная стойкость поверхностных слоев алюминиевого сплава (активность коррозионной среды, тип анодноокисного покрытия на поверхности металла, наличие защитных лакокрасочных

покрытий). При получении листов и деталей из алоров исключена возможность снижения коррозионной стойкости тонких листов алюминиевого сплава, входящих в их состав (например, вследствие растрескивания анодной пленки, превышения допустимого уровня нагрева или других причин).

Стабильность свойств алоров в процессе эксплуатации в наибольшей степени определяется стойкостью адгезионного соединения алюминиевого сплава и органопластика, которое, в свою очередь, зависит от способа подготовки поверхности. Поэтому стабильность свойств алоров после воздействия коррозионно-активной среды оценивали по изменению характеристик межслойной прочности, а также по внешнему виду материала (появление короблений, расслоений, очагов коррозии и т.п.). Наибольшей стабильностью отличаются образцы алора, изготовленные с использованием хромовокислотного электролита. Так, использование хромовокислотного анодирования приводит к снижению $\tau_{сд}$ на 10–12 %, в то время как сернокислотное анодирование – к снижению на 20–23 % при экспозиции склеенных образцов в 3%-ном растворе NaCl при 60 °C в течение 45 суток. Стабильность межслойной прочности алора зависит от способа защиты торцов. Прочность при отслаивании в образцах алора с незащищенными торцами меньше, чем прочность образцов, вырезанных из листов после выдержки их в коррозионно-активных средах.

Для исследования коррозионной стойкости отбортовок из МПКМ были изготовлены натурные образцы из конструктивных элементов стенки балки, отличающихся как видом заготовок, так и рабочими размерами штампа и формой сечения (табл. 1). Исследовались образцы отбортовок из алора с растянутой структурой (образцы № 1, 2 и 3) с хромовокислотным анодированием листов Д16чАТ и нерастянутой структурой

(№ 4, 5 и 6) с серноокислотным анодированием. Для получения отбортовок использовались традиционные технологические методы пластического деформирования, разработанные для формообразования листов алюминиевого сплава. Критерий оценки исследуемых типов отбортовок – сохранение монолитности материала (отсутствие разрывов в слое КМ и расслоений) после формообразования и после выдержки в коррозионно-активных средах.

Испытания показали, что коррозионные процессы начинаются на поверхностях торцов, так как на них нет анодно-окисных покрытий. При попадании образцов во влажную среду возможно проникновение влаги через торцы в слой органопластика и в гра-

ничные области МПКМ. Это в ряде случаев вызывает расслоение материала в области торцов. После выдержки в коррозионно-активных средах расслоения наблюдались в 1, 2, 5, 6-м вариантах отбортовок (см. табл. 1). Это значит, что при выборе и конструировании формы отбортовки следует учитывать особенности материала и применять специальную защиту торцов от коррозии как при изготовлении, так и при сборке деталей. Из исследуемых типов отбортовок наименьшие расслоения наблюдались после действия коррозионных сред в вариантах № 3 и № 4.

Учитывая полученные результаты, для исследования усталостных свойств образцов с отбортовками, изготовленных из мате-

Таблица 1

Результаты коррозионных испытаний

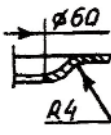
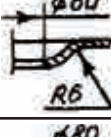
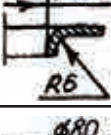
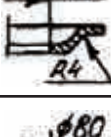
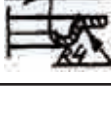
Номер варианта образца	Вид отбортовки	Покрытие	Состояние образцов после экспозиции в камере соляного тумана в течение 36 суток		Контроль состояния образцов ультразвуковым методом
			Поверхность	Торцы	
1		Анодирование хромовокислотное	Коррозионное поражение до 80 % без усиления на участках с отбортовкой	Общая коррозия, с продуктами коррозии на 50 % поверхности. Расслоение по торцу отбортовки	Расслоение по торцам отбортовки, по всему диаметру
2		То же	Потускнение 80 %, коррозионное поражение 10%	Значительная коррозия по торцам с расслоением в отбортовке	Расслоение по торцам отбортовки от краев реза размером ≈35 мм
3		– " –	То же	То же	Расслоение по торцам отбортовки от краев реза размером ≈20 мм
4		Анодирование серноокислотное	– " –	Значительная коррозия по торцам без усиления на участках с отбортовкой	Расслоение по торцам отбортовки от краев реза размером ≈10 мм
5		То же	– " –	Значительная коррозия по торцам с расслоением в отбортовке	Расслоение по торцам отбортовки, по всему диаметру
6		– " –	– " –	То же	Нет доступа для контроля отбортовки

Таблица 2

Результаты усталостных испытаний образцов с отбортовками

Материал листа	Тип отбортовки, особенности технологии	Режим нагружения $\sigma_{\max}$, МПа	Число циклов до разрушения $\bar{N}$	$\lg \bar{N} \pm \beta_{90\%}$	Номер кривой усталости на рис. 3
Д16АТ	Тарельчатая	800 1000 1200	2709060 503270 185910	$6,4327 \pm 0,3869$ $5,7018 \pm 0,1780$ $5,2693 \pm 0$	2
	Тороидальная (серийная)	800 1000 1200	762620 253210 156800	$5,8823 \pm 0,0899$ $5,4035 \pm 0,1218$ $5,1953 \pm 0,1205$	1
Д16/41 (тянутый)	Тарельчатая	800 1000 1200	5000000 1056100 493430	$6,0237 \pm 0,2517$ $5,6932 \pm 0,0195$	3
	Тороидальная, раздельная технология	1000	434000	$5,6375 \pm 0,1854$	7
Д16/41 (нетянутый)	Тороидальная, холодная штамповка	1000	2444815	$6,3882 \pm 0,2232$	8
	Тарельчатая	1000	4828460	$6,684 \pm 0,030$	9

риала алор Д16/41, торцы покрыли двумя слоями грунта ЭП-076. Образцы этих отборо-
товок после изготовления были проверены
методами неразрушающего и разрушающе-
го контроля. В деформированных зонах
применение прибора ДУК-60ПМ оказалось
затруднительным из-за невозможности под-
хода к датчикам, поэтому на всех образцах
применялся разрушающий метод контроля.
При контроле отбортовки типа 1-3-82 по
ГОСТ 17040–80 расслоений в деформиро-
ванной части не обнаружено при разрезке ее
по различным сечениям. В полутороидаль-
ных отбортовках, полученных раздельным
способом и холодной штамповкой, обнару-
жены расслоения в области торовой канав-
ки. Однако эти образцы испытывались в це-
лях изучения динамики развития расслое-
ний и определения живучести образцов с за-
ранее заложенными дефектами.

Усталостные испытания всех типов об-
разцов проводились на гидравлическом
пульсаторе ЗДМ-Ри-10. Статистически об-
работанные результаты испытаний пред-
ставлены в табл. 2. Для каждой выборки да-
ны средние логарифмические значения $\bar{N}$ и
средние логарифмические значения с 90%-

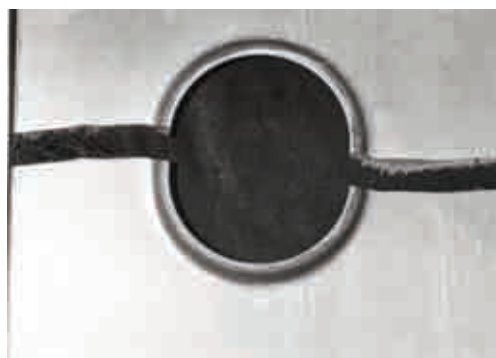
ными доверительными интервалами.

Как видно, долговечность образцов из
сплава Д16АТ-1,2 с тарельчатой отборо-
ткой на всех исследуемых уровнях нагруже-
ния значительно превысила (на низких
уровнях в большей степени) долговечность
образцов с полутороидальной отбортовкой,
но при бóльшем разбросе значений долго-
вечности.

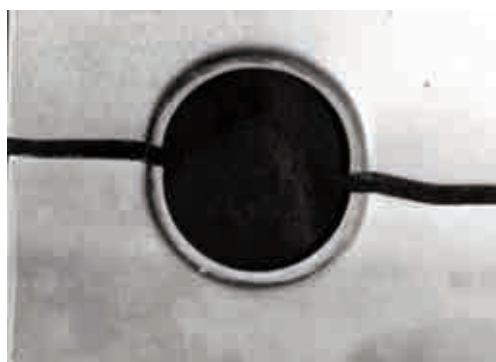
Очагом зарождения трещин для обоих
типов образцов является зона радиуса пере-
хода обшивки в отбортовку (по растянутым
волокнам). На основании полученных дан-
ных предпочтение отдано тарельчатой от-
бортовке. Долговечность образцов из алора
Д16/41 (отбортовка тарельчатая, изготовле-
на штамповкой) превысила долговечность
подобных образцов из сплава Д16АТ-1,2
в два и более раза на уровне нагружения
 $\sigma_{\max} = 80$ МПа.

В образцах из алора зарождение трещи-
ны происходило по радиусугиба в зоне пе-
рехода плоской стенки в отбортовку. Перво-
начально трещина зарождалась в одном
слое металла, далее происходило зарожде-
ние трещины во втором слое. Распростра-
нение трещины происходило, как правило,

симметрично по обе стороны от отверстия отбортовки в сторону края образца (рис. 1). Рост трещины проходил медленно, так как в процессе разрушения металлических слоев происходит перераспределение нагрузки между слоями металлополимера и нагрузку воспринимает органопластик. В процессе усталостной наработки расслоения слоев алора в зоне растущей трещины не наблюдалось. Не было обнаружено расслоения и по контуру отверстия отбортовки.



а



б

Рис. 1. Характер разрушения образцов из алора с тарельчатой отбортовкой:

а – растянутая структура; б – нерастянутая структура

Программа коррозионных испытаний образцов отборонок была построена на основе эксплуатационного цикла пассажирского самолета, учитывались периодическое воздействие рабочей среды и механических (циклических) нагрузок, характерных для отдельных этапов этого цикла. В качестве модели коррозионной среды принят 3%-ный раствор хлористого натрия (стандартная среда для подобного рода исследований).

Образцы из сплава Д16чАТВ с тарельчатой и тороидальной отбортовками и из ало-ра Д16/41 растянутой структуры с тарельчатой отбортовкой испытывали по программе, предусматривающей последовательное чередование коррозионной экспозиции в среде (3%-ный раствор NaCl, $\tau_{\text{выд}} = 15$ сут.) и усталостной наработки N_i (100 000 циклов) вплоть до разрушения (рис. 2). Выдержку в среде осуществляли в условиях полного погружения при комнатной температуре.

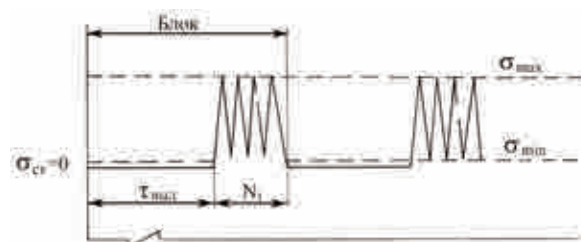


Рис. 2. Программа коррозионных испытаний образцов

Усталостная наработка N_i выбиралась по характеристикам усталостной долговечности исходных образцов, проводилась на двух уровнях нагружения σ_{max} : 120 и 100 МПа. При анализе коррозионного состояния поверхности образцов из сплава Д16чАТВ после первого блока испытаний были отмечены потускнение поверхности и пылеобразный белый налет продуктов коррозии, после второго блока испытаний – скопление продуктов коррозии в зоне отбортовки по контуру отверстия и в зоне перехода стенки в отбортовку. Точечные и нитевидные повреждения равномерно покрыли всю поверхность образцов. Анализ кинетики поражения образцов из ало-ра Д16/41 показал, что в процессе программных испытаний произошло значительное потемнение поверхности, образовался бело-серый налет и появились интенсивные точечные и нитевидные повреждения. С увеличением наработки (более 3 блоков, 45 сут. в 3%-ном растворе NaCl; $N_i = 300\,000$ циклов) в зоне, прилегающей к отбортовке, на поверхности стенки в металлических слоях отмечено

Таблица 3

Результаты коррозионных испытаний образцов с отбортовками

Материал листа	Тип отбортовки, особенности технологии	Режим нагружения $\sigma_{\max}$, МПа	Число циклов до разрушения $\bar{N}$	$\lg \bar{N} \pm \beta_{90\%}$	Номер кривой усталости на рис. 3
Д16АТ	Тарельчатая	1000 1200	130500 93169	$5,1156 \pm 0,06$ $4,9693 \pm 0,0967$	5
	Тороидальная	1000 1200	106000 72584	$5,0253 \pm 0,047$ $4,8608 \pm 0,0726$	4
Д16/41 (тянутый)	Тарельчатая, холодная штамповка	1000 1200	699347 234552	$5,8446 \pm 0,361$ $5,3702 \pm 0,148$	6

растрескивание (табл. 3). Как правило, растрескивание появлялось уже при наличии центральной трещины усталости. Подобное повреждение – это результат совместного воздействия коррозионной выдержки в среде и усталостной наработки. Глубина проникновения повреждений в алюминиевый слой алора составляла не более 0,2 мм. Защитное покрытие контуров образца и отверстия в течение всех испытаний осталось практически неповрежденным.

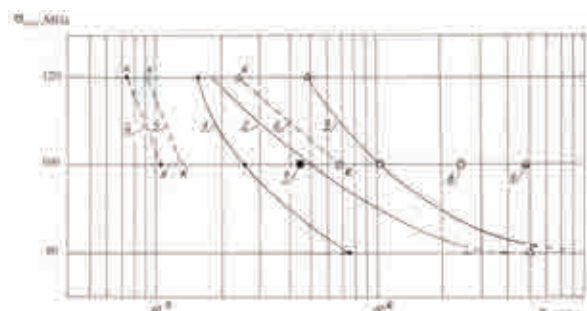


Рис. 3. Кривые усталости образцов с отбортовками:

из алора Д16/41: Δ – тороидальная (штамповка),

$\blacksquare$ – тороидальная (раздельный способ),

$\odot$ – тарельчатая отбортовка,

$\square$ – тарельчатая (штамповка);

из сплава Д16АТ: $\bullet$ – тороидальная; $\odot$ – тарельчатая;

К – те же образцы после коррозионного воздействия

Поочередное воздействие коррозионной среды и усталостной наработки образцов из алора Д16/41 с растянутой структурой привели также к снижению общей долговечности по сравнению с исходным состоянием, но в меньшей степени, чем это отмечалось

у образцов из монолитного сплава, долговечность уменьшилась в 1,5 – 2 раза. Результаты усталостных испытаний представлены на рис. 3. При проведении программных испытаний отмечено, что после выдержки образцов из алора Д16/41 в течение 30 сут. в 3%-ном растворе NaCl и наработки 200 000 циклов на уровне нагружения $\sigma_{\max} = 120$ МПа (2 блока) на всех образцах были трещины усталости полудлиной 7 – 25 мм, которые в процессе дальнейшей наработки распространялись также медленно, как и при испытаниях подобных образцов в исходном состоянии. При нагружении $\sigma_{\max} = 100$ МПа появление трещины регистрировалось, как правило, после 45 сут. выдержки в коррозионной среде и наработки 300 000 циклов.

Фрактографический анализ поверхностей изломов показал, что зарождение и развитие усталостной трещины происходило аналогично тому, как у подобных образцов в исходном состоянии: коррозионные повреждения не являлись первопричиной зарождения усталостной трещины. Повреждений тканевого слоя коррозионным раствором не обнаружено.

Таким образом, установлено, что использование МПКМ в конструкциях самолетов, работающих в условиях воздействия коррозионной среды, предпочтительнее традиционных алюминиевых сплавов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Постнов В.И., Абрамов П.А., Постнов А.В. Исследование влияния термовлажностного старения на межслойную прочность МПКМ // Клеи. Герметики. Технологии. 2008. № 9. С. 11–15.

2. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Лукина Н.Ф., Сидельников В.В., Шестов В.В. Слоистые металлополимерные композиционные материалы // Авиационные материалы и технологии. Науч.-техн. сб. / Прилож. к ж. «Авиационные материалы и технологии». М.: ВИАМ, 2012. С. 226–230.

3. Комаров А.С., Лойко И.А., Старцев О.В., Кротов А.С., Филистович Д.В., Аниховская Л.И., Дементьева Л.А. Исследование влагостойкости материалов на основе клеевых препрегов // Клеи. Герметики. Технологии. 2005. № 7. С. 27–29.

4. Кириллов В.Н., Старцев О.В., Ефимов В.Е. Климатическая стойкость и повреждаемость полимерных композиционных материалов, проблемы и пути решения // Авиационные материалы и технологии. Науч.-техн. сб. / Прилож. к ж. «Авиационные материалы и технологии». М.: ВИАМ, 2012. С. 412–423.

КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ,
РЕСУРСИССЛЕДОВАНИЕ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ
КОНСТРУКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ
НАПРЯЖЕНИЙ, ОБУСЛОВЛЕННЫХ ОПЕРАЦИЯМИ
ИХ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

А.А.Калюта; Г.Ф.Рудзей, докт. техн. наук; В.А.Фролова
(ФГУП «СибНИИ имени С.А. Чаплыгина»)

Исследовано влияние износа сверла при различных режимах обработки отверстий на характеристики усталостной долговечности образцов с отверстием из сплава 1163АТВ.

Ключевые слова: механическая обработка отверстий, режимы сверления, качество поверхности, усталостная долговечность.

STUDIES ON FATIGUE LIFE OF STRUCTURAL SPECIMENS WITH STRESS RAISERS DUE TO THEIR MACHINING. *A.A.Kalyuta; G.F.Rudzey, Dr.Techn.Sc; V.A.Frolova.*

The authors have studied the influence of drill wear under different conditions of machining holes on fatigue life characteristics of 1163ATB alloy specimens with a hole.

Keywords: machining of holes, drilling conditions, surface quality, fatigue life.

Одним из важнейших показателей качества конструктивных элементов ЛА является состояние поверхности отверстий, влияющее на прочностные характеристики и на эксплуатационные свойства изделий. Известно,

что состояние поверхностного слоя отверстия определяется технологической наследственностью, зависящей от толщины пакета, вида и износа режущего инструмента, видов и режимов последующей обработки.

ки, используемых материалов. Применение новых сплавов диктует необходимость экспериментальной оценки влияния степени износа сверла при его эксплуатации (без переточки инструмента) при различных режимах обработки отверстий на характеристики усталостной долговечности образцов. Оценка этого влияния позволяет разработать рекомендации производителям авиационной техники.

Испытания проводились на образцах размером $40 \times 200 \text{ мм}^2$, шириной рабочей области 70 мм с центральным отверстием различного диаметра, изготовленных из листа сплава 1163АТВ толщиной 2 мм, вырезанных в направлении проката. Механические характеристики гладких образцов и образцов с отверстием соответственно: $\sigma_B = 442 \text{ МПа}$, $\sigma_{\text{разр}} = 397 \text{ МПа}$.

Технологические отверстия диаметром 2 мм рассверливали новыми и состаренными спиральными сверлами из быстрорежущей стали Р6М5 (угол заточки их 120 град.) до диаметра 3,2 или 4,2 мм. В процессе предварительного сверления в соответствии с ГОСТ 195.48–88 «Сверла спиральные для обработки легких сплавов» осуществлялся периодический контроль (через каждые 250 отверстий): угла заточки сверла, овальности (некруглости) отверстия, нагрева инструмента и материала при сверлении и момента начала завязания сверла в пакете. Качество обработки поверхности отверстия оценивали после разрушения образца при испытаниях.

Сверление проводили в пакете (суммарной толщиной 4 мм), состоящем из двух образцов (конструктивное подобие: обшивки – подкрепляющий набор). Затем заусенцы по контуру отверстия зашкуривали.

Отверстия диаметром 3,2 мм сверлили на сверлильном станке марки 2М 112, частота сверления 800 об/мин (режим соответствует

требованиям нормативной документации при выполнении центрального отверстия в образцах для испытаний на усталость).

Отверстия диаметром 4,2 мм выполняли на сверлильном станке марки MultiCAM 5000 Series, оснащенном системой микрокапельного распыления смазывающей охлаждающей жидкости (СОЖ) Trico Micro Drop при частоте 4000 об/мин и скорости подачи 800 мм/мин.

За критический износ сверла принимали момент начала его завязания в пакете, что соответствовало 5500 предварительно просверленных отверстий сверлом диаметром 3,2 мм. Отмечено, что при работе сверла не происходило разогрева материала и инструмента, изменения угла заточки, диаметра отверстия, отсутствовала овальность отвер-

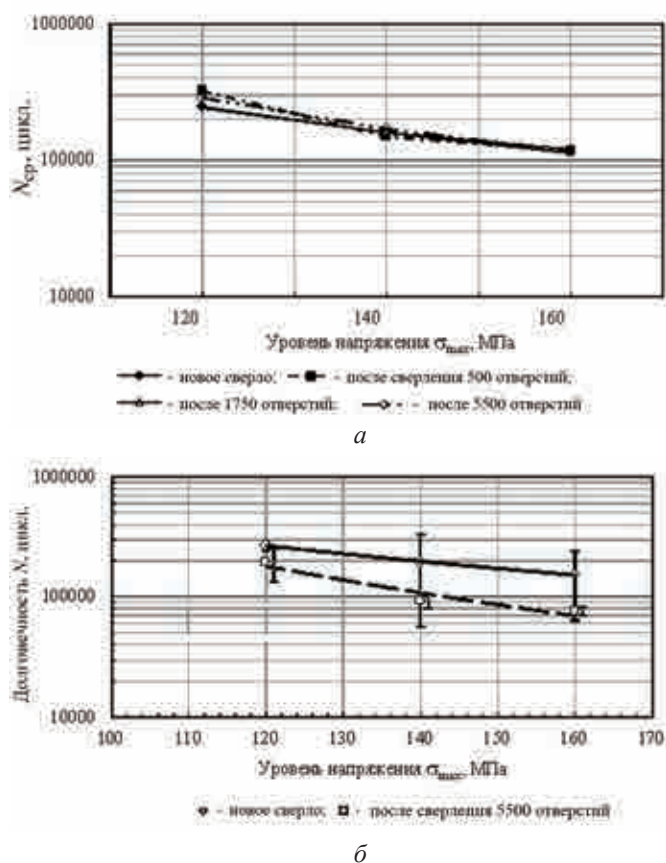


Рис. 1. Изменение усталостной долговечности образцов с отверстием $\varnothing 3,2 \text{ мм}$ (а) и $\varnothing 4,2 \text{ мм}$ (б) в зависимости от уровня нагружения и степени износа сверла

ствия. Аналогично «состаривали» сверло диаметром 4,2 мм. При скоростном сверлении (частота 4000 об/мин) с помощью тепловизора контролировали температуру сверла и материала до начала сверления и после (через каждые 250 отверстий). Исходная температура сверла и металла составляла 25,2 °С, после непрерывного сверления 250 отверстий температура металла повышалась до 28,1 °С, сверла – до 33 – 34 °С. Разумеется, локальный разогрев металла в области сверления может быть значительно больше. По-видимому, фактор повышенной температуры и обуславливал более ранний момент завязания сверла относительно принятой базы – 5500 отверстий (при частоте 800 об/мин). На это указывает появление интенсивных заусенцев по контуру отверстия на выходе сверла из металла в нижней

заготовке и появление овальности отверстий до 0,5 мм. Изменения угла заточки сверла зафиксировано не было. При поштучном сверлении отверстий диаметром 4,2 мм в образцах охлаждение СОЖ позволило получить практически близкие по значениям показатели температуры сверла и материала до сверления и после.

Программа испытаний включала оценку долговечности:

- образцов с центральным отверстием диаметром 3,2 мм, выполненным новым сверлом и сверлом после предварительного сверления 500, 1750 и 5500 отверстий (частота 800 об/мин);

- образцов с отверстием диаметром 4,2 мм, выполненным новым сверлом и сверлом после предварительного сверления 5500 отверстий (частота 4000 об/мин);

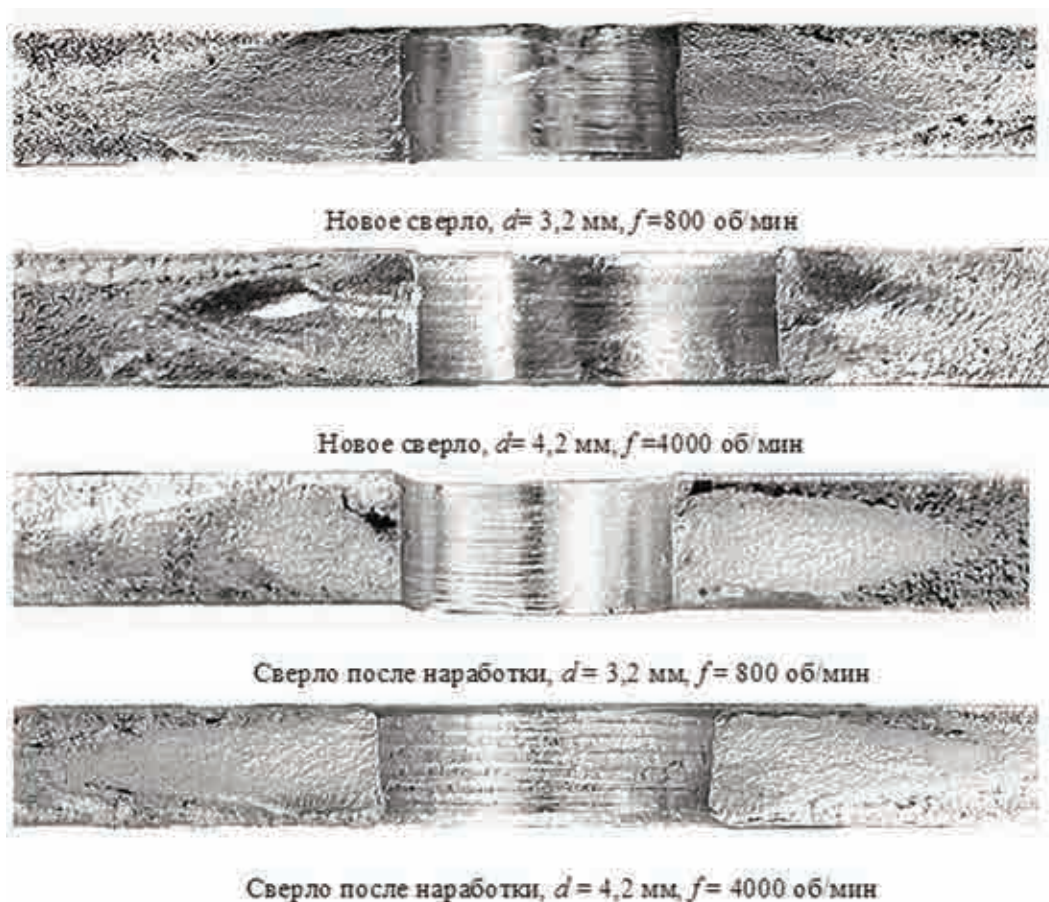


Рис. 2. Состояние поверхности отверстий в зависимости от режимов сверления и состояния сверла

– образцов с отверстием, выполненным в 2 перехода: сверление новым сверлом диаметром 4,2 мм с последующим развертыванием и состаренным сверлом (после сверления 5500 отверстий) с последующим развертыванием.

Испытания проведены на резонансной машине УРМ-2000 с частотой нагружения ≈ 40 Гц на трех уровнях максимального циклического напряжения $\sigma_{\max} = 160, 140, 120$ МПа. Кривые усталости при частоте 800 об/мин построены на рис. 1,а. В пределах разброса данных значимых различий в долговечности образцов нет. Получено минимальное рассеивание экспериментальных данных практически на всех исследуемых уровнях нагружения, что указывает на стабильность технологии выполнения отверстий.

При выполнении отверстий методом скоростного сверления (частота 4 000 об/мин) «состаренным» сверлом (с наработкой 5 500 отверстий) получено значительное снижение усталостной долговечности образцов (на уровнях нагружения $\sigma_{\max} = 160, 140$ МПа в 2 раза и в 1,4 раза при $\sigma_{\max} = 120$ МПа) по сравнению с долговечностью, полученной при сверлении новым (рис. 1,б). Прямыми линиями обозначены 90%-ные доверительные интервалы. Следует отметить, что при сверлении новым сверлом

значения усталостной долговечности образцов близки.

Анализ усталостных изломов образцов (рис. 2) показал, что при частоте 800 об/мин качество поверхностного слоя отверстия, выполненного новым и состаренным сверлом (с наработкой 5 500 отверстий), не отличается. При другом режиме обработки отверстий (5 500 отверстий при частоте 4 000 об/мин) на износ сверла указывает наличие четко выраженных кольцевых бороздок на поверхности отверстия.

Была проведена оценка влияния развертывания отверстий диаметром 4,2 мм после сверления новым и состаренным сверлом на режимах нагружения $\sigma_{\max} = 160$ и 140 МПа на долговечность. В обоих случаях получены значения, близкие к значениям долговечности, полученным при сверлении новым сверлом без развертывания отверстий.

Итак, режимы сверления, износ сверла, развертка отверстий влияют на усталостную долговечность конструктивных элементов из сплава 1163 АТВ. При скоростном сверлении (4 000 об/мин) износ сверла после изготовления 5 500 отверстий снизил усталостную долговечность образцов в рабочем для ЛА диапазоне нагрузок почти вдвое. Развертывание отверстий разверткой после сверления улучшает состояние их поверхности и повышает усталостную долговечность до значений исходных образцов.

ПРИНЦИП УПРАВЛЕНИЯ НАГРУЖЕНИЕМ МЕХАНИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА УСТАЛОСТЬ ПО ПСЕВДОСЛУЧАЙНЫМ ПРОГРАММАМ

*А.Я.Стерлин, докт. техн. наук; Ю.А.Свирский, канд. техн. наук
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Рассмотрен принцип коррекции экстремумов псевдослучайных нагрузок на основе предлагаемого алгоритма при прочностных усталостных испытаниях механических конструкций. Метод позволяет сократить время испытаний и обеспечить высокую точность определения долговечности.

Ключевые слова: псевдослучайные программы нагружения, управляющий сигнал, корректирующие итерации.

AN APPROACH TO LOAD CONTROL OF MECHANICAL STRUCTURES DURING FATIGUE
TESTS UNDER PSEUDORANDOM PROGRAMS. *A.Ya.Sterlin, Dr.Techn.Sc;
Yu.A.Svirskiy, Cand.Techn.Sc.*

An approach to correction of pseudorandom load extremes based upon a proposed algorithm during strength fatigue tests of mechanical structures is considered. This method allows a reduction in testing time and provides high accuracy of fatigue life evaluation.

Keywords: pseudorandom load programs, control signal, correcting iterations.

Анализ эксплуатационных разрушений и нагруженности конструкций позволяет выделить группы машин, их деталей и элементов, для которых разрабатываются определенные программы нагружения [1–5]. В простейшем случае это циклические или многоступенчатые циклические программы, в более сложном – типизированные или псевдослучайные, содержащие большое количество локальных максимумов и минимумов различной величины. Подобные программы изменения усилий, нагружающих конструкцию, разрабатывались в США, Германии, Англии, например TWIST, FALSTAFF. В России (в ЦАГИ) разработаны аналогичные программы «ПУСК» и «ПРИМА».

В настоящее время формирование программы нагружения обеспечивается на базе различных аппаратно-программных средств. В процессе генерации задаваемые экстремумы этих программ обычно равны экстремумам, определяемым моделью на-

гружения элемента конструкции в эксплуатации. Точность воспроизведения фактических экстремальных значений нагрузок зависит от динамических характеристик следящего привода и объекта испытаний, особенно в диапазоне высоких скоростей изменения управляющего сигнала. Таким образом, снижается точность воспроизведения экстремальных нагрузок на испытываемую конструкцию или сужается рабочий диапазон частот нагружения. Если учесть, что в простейшем случае кривая усталости может быть аппроксимирована в виде

$$\sigma^m N = \text{const}, \quad (1)$$

где σ – величина эквивалентного напряжения цикла при испытаниях, зависящего от амплитуды напряжений и среднего напряжения; m – показатель степени, изменяющийся в пределах 4–10 для металлических конструкций и 8–30 для конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ); N – число циклов нагружения с амплитудой σ до появления трещины, нетрудно

подсчитать, если погрешности нагружения в точках экстремумов 10 %, погрешности при определении ресурса для металлических конструкций – 40 – 100 % и 80 – 300 % для конструкций из ПКМ.

Для достижения независимости точности воспроизведения экстремальных значений фактических нагрузок от изменения динамических свойств привода и объекта испытаний был разработан способ управления циклическими испытаниями [6]. Достоинство предложенного способа – возможность коррекции экстремальных значений нагружающих параметров (силы, деформации). Однако этот способ непригоден для коррекции типизированных и псевдослучайных программ, так как позволяет корректировать экстремумы только одинаковой величины, следующие один за другим, если же функция не циклическая, корректировка экстремумов невозможна. Кроме этого, способ предполагает строго заданную программой длительность генерации каждой ступени программы, что невозможно при генерации псевдослучайных программ, так как длительность участков псевдослучайных программ связана с величиной их размаха, который носит случайный характер. Под размахом понимается разность ординат начала и конца участков программы.

Авторы предлагают другой принцип управления нагружением механических конструкций, который позволяет корректировать экстремумы всех видов программ ресурсных испытаний от циклических до псевдослучайных.

Сначала берут выборку случайного процесса, требующую реализации, определяют группу локальных максимумов a и группу локальных минимумов b . Внутри каждой группы экстремумы сортируют по их величине, и равные экстремумы собирают в подгруппы. Каждой подгруппе внутри группы присваивают свой номер $j = 1, \dots, n$. Подгруппы максимумов хранят в блоке памяти

максимумов, подгруппы минимумов – в блоке памяти минимумов. Номера подгрупп, относящихся к разным группам, выбирают так, что восходящие участки программы, имеющие одинаковые ординаты начала и конца участка, имеют один и тот же номер и носят детерминированный характер. Нисходящие участки носят случайный характер. Сигналы от генератора случайных чисел или конкретного задатчика номера подгруппы поступают в подгруппы a_j и b_j . Затем выбирают из памяти величины этих экстремумов, определяют разность между локальными экстремумами обратной связи и соответствующими локальными экстремумами программного сигнала для каждой подгруппы. Эти разности накапливают отдельно для каждой подгруппы в соответствующих этим разностям накопителях, а локальные экстремумы управляющего сигнала формируют как сумму локальных программных экстремумов и соответствующих им накопленных разностей по формулам:

$$\begin{aligned} Z_{(i+1)j \max} &= a_j + \sum_{i=1}^{i=p} (a_j - Y_{ij \max}); \\ Z_{(i+1)j \min} &= b_j + \sum_{i=1}^{i=p} (b_j - Y_{ij \min}), \end{aligned} \quad (2)$$

где $Z_{(i+1)j \max}$, $Z_{(i+1)j \min}$ – соответствующие экстремальные значения управляющего сигнала; $Y_{ij \max}$, $Y_{ij \min}$ – фактический локальный максимум и минимум сигнала обратной связи соответственно; i – число корректирующих итераций.

Затем определяют размах текущего участка программы: для восходящих участков $A = (a_j - b_j)$, для нисходящих участков $A = (a_j - b_{j+1})$. Под j и $j + 1$ подразумеваются следующие друг за другом случайные номера из множества j . Опорную частоту делят на величину, пропорциональную величине размаха текущего участка, и с полученной от деления частотой производят во время генерации текущего участка выдачу интерполированных промежуточных значений

функций управляющего сигнала на вход следящего привода.

Для обеспечения постоянства статистических характеристик генерируемой псевдослучайной функции необходимо ввести условия, чтобы величина локального максимума предыдущего участка программы всегда была больше величины локального минимума последующего участка.

Генератор случайных чисел последовательно на своем выходе формирует числа, определяющие номера подгрупп. Если появляется номер подгруппы, который нарушает вышеприведенное условие, производят повторный опрос генератора случайных чисел. Эту же процедуру производят, если использованы все экстремумы данной подгруппы.

Выбор величины скорости изменения интерполированного программного сигнала основывается на следующей закономерности накопления усталости: в определенных пределах изменение частоты или скорости приложения нагружающих воздействий незначительно влияет на долговечность. Поэтому время генерации каждого участка можно строго связать с разностью ординат начальной и конечной точек этого участка (размахом участка), то есть

$$\tau = \mu A, \quad (3)$$

где τ – время генерации участка программы; μ – постоянный коэффициент; A – размах участка программы. Коэффициент μ практически определяет постоянную среднюю скорость изменения нагружающего воздействия на каждом участке программы. Эту среднюю скорость выбирают из условия наилучшей работы следящего привода, энергетических возможностей источников энергоснабжения стенда и эквивалентности по повреждаемости условий испытаний условиям эксплуатации. Например, при ресурсных испытаниях планеров самолетов время генерации отдельных участков программы устанавливают соответствующим

частоте нагружения в диапазоне 0,1 – 1 Гц. При испытаниях образцов материалов и элементов конструкции время генерации участков программы соответствует задаваемым частотам.

Для пояснения предложенного принципа приведены

- две выборки псевдослучайного процесса нагружения (рис. 1). Эти выборки отличаются только последовательностью чередования экстремумов. Величины и число экстремумов в этих выборках совпадают, так как этого требует сама методика испытаний;
- циклограмма импульсов, обеспечивающих последовательность пересылки информации между элементами устройства, реализующего предлагаемый алгоритм коррек-

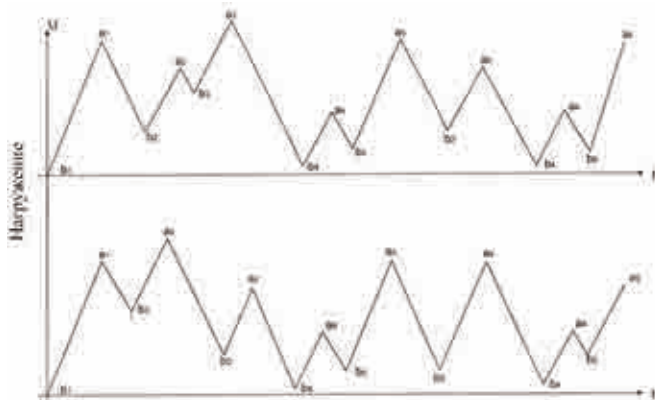


Рис. 1

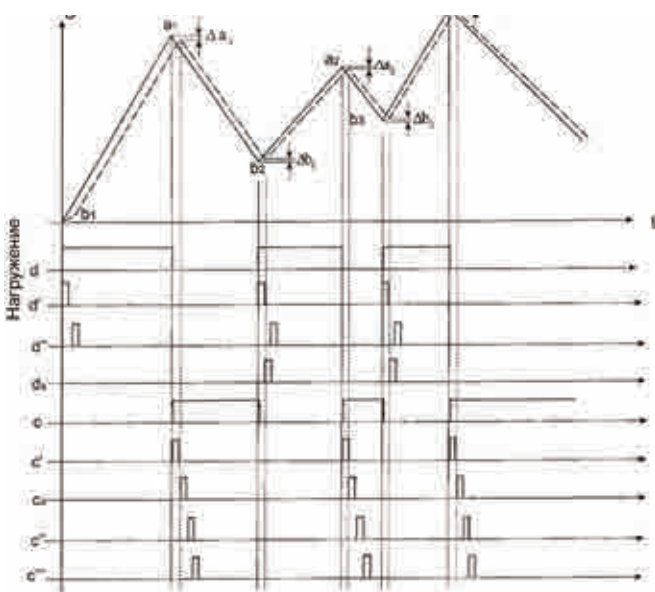


Рис. 2

ции экстремумов силовых воздействий, нагружающих конструкцию (рис. 2, где d , c – длина служебных сигналов).

Технический эффект рассматриваемого принципа управления состоит в том, что при реализации любых видов программ ресурсных испытаний (от детерминированных циклических до псевдослучайных) погрешность фактического нагружения испытываемых конструкций в точках локальных экстремумов программ за два-три такта коррекции каждого экстремума снижается до 0,1 %, а точность определения ресурсных характеристик испытываемого объекта увеличивается более чем на 20 %. Кроме того, достигается постоянство средней скорости нагружения конструкции, которая выбирается из условий оптимального использования возможностей следящего привода, что повышает точность работы следящего привода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Райхер В.Л., Свирский Ю.А. Формирование программ натурных испытаний на выносливость для определения ресурсных характеристик авиационных конструкций // Труды ЦАГИ. Жуковский, 1998. Вып. 2631.
2. Басов В.Н., Нестеренко Г.И. Типизированные программы нагружения крыла тяжелого транспортного самолета // Труды ЦАГИ. Жуковский, 2001. Вып. 2642.
3. Воробьев А.З., Басов В.Н., Свирский Ю.А., Ушаков И.Е., Кулына В.И. Применение типовых программ для экспериментальной оценки долговечности при нестандартном циклическом нагружении // Проблемы прочности. 1981. № 12.
4. Воробьев А.З., Картамышев А.И., Райхер В.Л., Свирский Ю.А. Типизированные программы нагружения. Комплексное обеспечение ресурса авиационных конструкций // Сб. докл. науч.-техн. конф. Кн. 5. ЦАГИ, 1984.
5. ГОСТ 2307–79. Схематизация процессов нагружения. М.: Изд-во стандартов, 1978.
6. А.с. № 943758 СССР. Устройство для управления циклическим нагружением при прочностных испытаниях / Б.Ф. Гуков, Ю.М. Еремеев, А.Я. Стерлин, Ю.А. Свирский. 1982.

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ИМИТАТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Р.В.Мусатов (ЗАО «Энергоконтракт», Москва)

Приведена методика определения параметров имитаторов космических аппаратов, для которых задана конструктивная схема. Соответствие имитатора космическому аппарату обеспечивается по массе, положению центра масс, моментам инерции и первой собственной частоте.

Ключевые слова: космический аппарат, имитатор, центр масс, моменты инерции.

SELECTION OF DESIGN PARAMETERS FOR SPACECRAFT SIMULATORS.

R.V. Musatov.

The article presents a method for determination of parameters for spacecraft simulators, whose structural arrangement has been specified. The correspondence of the simulator to the spacecraft is provided by mass, center-of-mass position, moments of inertia and first natural frequency.

Keywords: spacecraft, simulator, center of mass, moments of inertia.

Надежность запусков космических аппаратов на ракетах-носителях зависит, в том числе, от надежности соединения космического аппарата (КА) и ракеты-носителя

(РН). Узел стыка КА и РН состоит из контактных деталей КА и РН и стяжной ленты (или механических замков), его называют объединенным механическим интерфейсом.

Для снижения затрат при наземных и пусковых испытаниях отработку и проверку качества объединенного механического интерфейса (ОМИ) проводят на имитаторах КА (ИКА). Кроме того, уникальные КА не разрешается подвергать дополнительным нагрузкам, связанным с испытаниями РН и ОМИ. Поэтому для определения конструктивных и проектных параметров космического аппарата рекомендуется использовать ИКА. Отметим, что в ракетной технике впервые стали применять ИКА в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [1, 2].

К ИКА предъявляют требования двух групп – конструктивные и механические. Конструктивные требования сводятся к оформлению ОМИ и заданию габаритных размеров, механические – к соответствию ИКА и КА по массе, положению центра масс, моментам инерции, частотам собственных колебаний. В связи с этим ИКА принято называть массово-частотными ИКА. В связи с этим ИКА принято называть массово-частотными ИКА.

В качестве конструктивной схемы ИКА можно принять стержневую конструкцию (см. рисунок), в которой на силовой стержень 2, жестко связанный с основанием 4, одета муфта 1 с четырьмя дисковыми грузами и установлены три балансировочные цилиндрические массы 3. В такой схеме ИКА разрешены линейные смещения муфты по оси z , линейные смещения грузов относительно муфты по осям x, y , линейные смещения балансировочных масс по оси x .

В конструктивной схеме ИКА можно выделить следующие изменяемые параметры: m_1 – масса силового стержня с основанием; m_2, m_3, m_4, m_5 и r – массы дисковых грузов и их радиус; m_6, m_7, m_8 – балансировочные массы; l – расстояние от оси силового стержня до грузов; l_2 – расстояние от стыка до муфты.

Заданные параметры здесь: l – длина КА; D – диаметр ОМИ; m – масса КА, равная суммарной массе ИКА.

Условие для определения проектных параметров ИКА можно записать

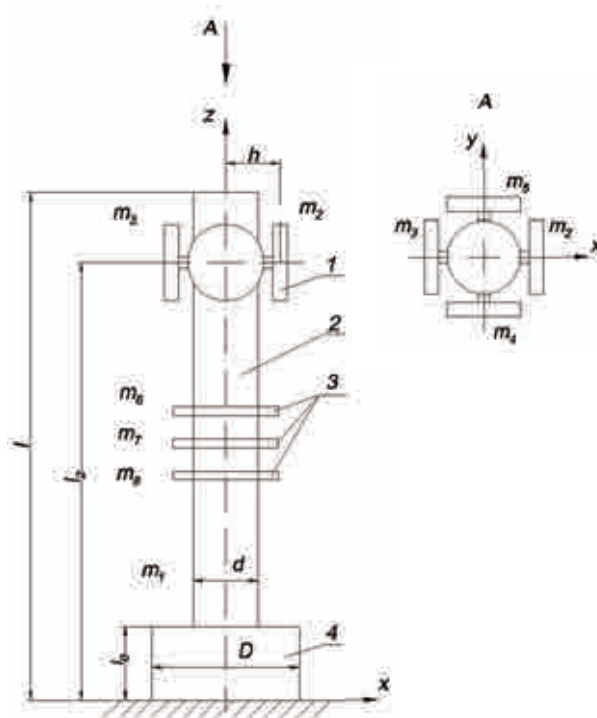
$$n_{\text{и}} = n, \quad (1)$$

где $n_{\text{и}}$ – число варьируемых параметров ИКА; n – число заданных параметров КА;

$$n_{\text{и}} = n_{\text{м}} + n_{\text{к}} - n_{\text{с}}, \quad (2)$$

где $n_{\text{м}}$ – число масс, составляющих ИКА; $n_{\text{к}}$ – число координат всех масс, перемещающихся поступательно; $n_{\text{к}} = 3n_{\text{м}}$; $n_{\text{с}}$ – число геометрических и массовых связей.

Рассмотрим вариант, в котором для КА необходимо задать ненулевые параметры: массу КА m ; координату z_c центра масс КА; моменты инерции космического аппарата I_x, I_y относительно осей x и y , лежащих в плоскости стыка КА–РН; момент инерции I_z относительно продольной оси z ; первую собственную частоту f_1 КА в поперечном направлении, то есть $n = 5$.



Конструктивная схема ИКА:

1 – грузы; 2 – силовой стержень;
3 – балансировочные массы; 4 – основание

Выберем схему имитатора (см. рисунок) с пятью массами, то есть $n_m = 5$. Считаем, что $m_6 = m_7 = m_8 = 0$. Тогда $n_k = 15$.

Из уравнения (1) $n_{ii} = 5$; из уравнения (2) $n_c = 15$.

Запишем возможные уравнения связей для выбранной схемы ИКА:

$$z_2 = z_3 = z_4 = z_5; x_2 = |x_3| = |y_4| = y_5;$$

$$x_1 = y_1 = 0;$$

$$y_2 = y_3 = 0; x_4 = x_5 = 0; m_2 = m_3 = m_4 = m_5.$$

Согласно условию (1) представим уравнения для определения неизвестных параметров ИКА в следующем виде:

$$\sum_{j=1}^5 m_j = m; (m_1 z_1 + 2m_2 z_2)/m = z_c; \quad (3)$$

$$\sum_{j=1}^5 I_{jxi} = I_x; \sum_{j=1}^5 I_{jzi} = I_z; f_{1i}^2 = f_1^2,$$

где I_{jxi} , I_{jzi} – моменты инерции элементов ИКА; f_{1i} – первая собственная частота ИКА. Неизвестными параметрами ИКА являются m_2 , l_2 , h , d , r .

В уравнениях (3) суммирование ведется по пяти массам ИКА. После вычисления моментов инерции, первой собственной частоты ИКА и ряда преобразований уравнения (3) сводятся к следующей системе алгебраических уравнений:

$$\begin{aligned} A_1(1 + A_7 x_4^2) + 4x_1 - m &= 0; \\ A_2(1 + A_8 x_4^2) + x_1 x_2 - m l_c &= 0; \\ \frac{2}{3} x_1 x_5^2 + 4x_1 x_2^2 + 2x_1 x_3^2 + A_3 x_4^2 + A_4 - I_x &= 0; \\ x_1 x_5^2 + 4x_1 x_3^2 + A_5 - I_z &= 0; \\ A_9 x_4^4 \left(1 - \frac{9x_5^2}{8x_2^2} - \frac{3x_3^2}{2x_2^2} \right) - \\ - f_1^2 x_2^2 \left(4x_1 + A_6 x_4^2 \left(1 - \frac{x_2}{l} \right) \right) &= 0, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{где } A_1 = \frac{\pi l \rho D^2}{20}; A_1 = \frac{A_1 l}{10}; A_3 = \frac{\pi l^3 \rho}{5};$$

$$A_4 = A_1 l^2 \left(\frac{1}{75} + \frac{D^2}{16l^2} \right); A_5 = \frac{A_1 D^2}{8}; A_6 = \frac{A_3}{l^2};$$

$$A_7 = \frac{4}{D^2}; A_8 = 6A_7; A_9 = \frac{3E\pi}{64}; l_0 = \frac{l}{5}; l_c = z_c;$$

ρ и E – плотность и модуль упругости материала ИКА соответственно.

Искомые параметры ИКА обозначены: $x_1 = m_2$; $x_2 = l_2$; $x_3 = h$; $x_4 = d$; $x_5 = r$.

Система пяти нелинейных алгебраических уравнений (4) решается численно. Последнее уравнение в системе (4) должно быть уточнено за счет принятия более строгой расчетной схемы, которая представляет собой колебательную систему из упругого «весомого» стержня с закрепленной на нем муфтой с грузами.

Предложенный подход к определению проектных параметров массово-частотного ИКА может быть применен и к другим конструктивным схемам ИКА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бахтин А.Г., Петроковский С.А., Чаусский Е.М. Применение массово-частотных имитаторов полезной нагрузки при решении задач адаптации зарубежных КА к отечественным средствам выведения // Авиационная промышленность. 2006. № 2. С. 2–9.

2. Петроковский С.А. Принципы проектирования массово-частотных имитаторов космических аппаратов для наземной отработки объединенных механических интерфейсов «космический аппарат-адаптер» // Авиационная промышленность. 2008. № 1. С. 2–7.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КАЛЕНДАРНОГО СРОКА ЭКСПЛУАТАЦИИ И ТЕРМОЭКСПОЗИЦИИ НА УСТАЛОСТНУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ОБРАЗЦОВ ЗАКЛЕПОЧНОГО СОЕДИНЕНИЯ ИЗ СПЛАВА АК4-1АТ1

А.А.Калюта, В.В.Дубинин, В.А.Фролова
(ФГУП «СибНИА имени С.А. Чаплыгина»)

Представлены результаты комплексного экспериментального исследования влияния временного фактора и модельных температурных воздействий на деградацию характеристик усталостной долговечности конструктивных образцов заклепочного соединения из сплава АК4-1АТ1 после предварительных выдержек в течение 4, 15, 34 и 36 лет в лабораторных условиях при нормальной температуре.

Ключевые слова: заклепочное соединение, временной фактор, сопротивление усталости, релаксация напряжений.

INVESTIGATION ON THE INFLUENCE OF CALENDAR SERVICE LIFE AND THERMAL EXPOSURE ON FATIGUE LIFE OF AK4-1AT1 ALLOY RIVETED JOINT SPECIMENS.

A.A.Kalyuta, V.V.Dubinin, V.A.Frolova.

Results of the integrated experimental investigation of the influence of time factor and model temperature effects on degradation of fatigue life characteristics of the structural specimens in AK4-1AT1 alloy riveted joint samples after preliminary storage during 4, 15, 34 and 36 years under laboratory conditions at normal temperature are presented.

Keywords: riveted joint, time-factor, fatigue resistance, stress relaxation.

Критерий безопасной и эффективной эксплуатации воздушного судна учитывает условия эксплуатации, накопление повреждений в процессе ее, календарный срок службы (КСС). Циклическая долговечность силовых элементов конструкции планера самолета в значительной степени определяется сопротивлением усталости болтовых и заклепочных соединений.

Эффективным способом обеспечения и повышения долговечности соединений является создание в местах постановки крепежа повышенных осевых и радиальных натягов.

Знание закономерностей, описывающих влияние различных факторов на усталостную долговечность элементов авиаконструкций, позволяет подобрать рациональную последовательность и параметры технологических процессов при изготовлении эле-

ментов конструкций, выбрать методы и периодичность контроля технического состояния в эксплуатации, выделить диапазон и интенсивность изменения значимых эксплуатационных факторов и определить виды эквивалентных форсированных воздействий при натурных испытаниях авиационной техники в лабораторном усталостном эксперименте. В конечном итоге это позволит прогнозировать повреждаемость и остаточную долговечность конструкции ЛА в ожидаемых условиях применения.

Для авиационных конструкций наиболее подходящей моделью для оценки возможности, степени и интенсивности снижения сопротивления усталости и, следовательно, ресурсных характеристик типовых сборочных единиц является заклепочное соединение. Наличие осевого и радиального натягов в элементах пакета и крепеже из алюминии-

евых сплавов, наиболее чувствительных к реологическим процессам, позволяют с максимальной достоверностью провести и качественное, и количественное изучение этого явления.

Исследование влияния временного фактора и выдержек при повышенной температуре (термоэкспозиции) на выносливость заклепочного соединения авторами проводилось на образцах поперечного двухрядного двухсрезного заклепочного соединения встык пластин, моделирующих обшивку, с двумя накладками, имитирующими подкрепляющий силовой набор (рис. 1). Материал пластин и накладок, изготовленных в 1973 г., – плакированный лист из сплава АК4-1АТ1 толщиной 3 мм в состоянии поставки. Заготовки были вырезаны вдоль проката. Соединение выполнено прессовой клепкой по штатной (заводской) технологии. Заклепки диаметром 4 мм с полукруглой головкой – из сплава В65.

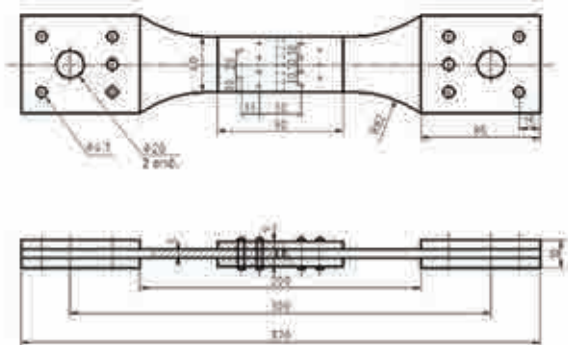


Рис. 1

Программой температурно-механических испытаний предусматривалось определение изменения сопротивления усталости конструктивных образцов после предварительных экспозиций разной продолжительности в термостатах при постоянной температуре.

Предварительную выдержку образцов в температурном поле осуществляли в условиях конвективного теплообмена при $T = 130^\circ\text{C}$ в течение 200, 500 и 1000 ч.

В усталостном эксперименте были испытаны пять партий образцов с различной «временной» предисторией:

- сразу после изготовления (без календарного срока эксплуатации);
- после предварительного «отдыха» с момента изготовления в течение условного календарного срока эксплуатации (4, 15, 34 и 36 лет).

Сравнительные испытания на усталость проведены на двух уровнях циклического напряжения $\sigma_1 = (133 \pm 39)$ и $\sigma_2 = (87 \pm 79)$ МПа с частотой $f \sim 5,5$ Гц, соответствующих крыльевому и фюзеляжному случаям эквивалентного нагружения. Здесь и далее все уровни циклических напряжений даны по нетто-сечению.

Количественным критерием для оценки влияния температурных воздействий выбрана остаточная долговечность образцов до разрушения при циклическом нагружении. 14 групп образцов с различной температурной и «временной» предисторией были испытаны на усталость в условиях нормальной температуры на воздухе.

Экспериментальные данные исследования усталостной долговечности образцов при $\sigma_1 = 133 \pm 39$ МПа для принятых вариантов термоэкспозиций (включая исходное состояние) представлены на рис. 2 и в табл. 1. На рис. 3 приведена кривая эквивалентов по остаточной долговечности влияния продолжительности экспозиции в температурном поле и длительности «отдыха»,

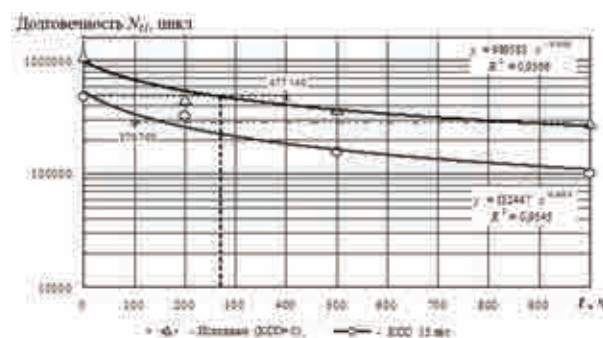


Рис. 2

Таблица 1

Результаты испытаний образцов
двухрядного заклепочного соединения
на усталость из сплава АК4-1АТ1 л. 3
при $\sigma_1 = 133 \pm 39$ МПа ($f = 5,5$ Гц)

Предыстория		Долговечность до разрушения	
Календарный срок службы	Время термоэкспозиции, ч	$\bar{N}_{lg}$, цикл (8 образцов)	$lg \bar{N}_{lg}$, $S_{lg N}$, $\epsilon_B^{**} = 90\%$
0 (после изготовления)	200	450 160	5,653 0,224 $\pm 0,150$
	500	374 210	5,572 0,261 $\pm 0,175$
	1000	278 740	5,445 0,194 $\pm 0,130$
15 лет	200	303 950	5,483 0,232 $\pm 0,191$
	500	155 610	5,192 0,333 $\pm 0,223$
	1000	100 360	5,002 0,124 $\pm 0,092$

* $S_{lg N}$ – среднее квадратическое отклонение $lg N$.
 ** ϵ_B – полудлина доверительного интервала для среднего $lg N$.

построенная по данным расчетных кривых усталости образцов обеих партий (см. рис. 2).

Количественная оценка влияния предварительных термоэкспозиций при 130°C и «отдыха» (коэффициенты влияния) на сопротивление усталости образцов наглядно демонстрируется сводным графиком на рис. 4, где по оси ординат отложены усредненные значения относительной остаточной долговечности соответствующей партии образцов (по отношению к исходной долговечности или по отношению к долговечности исходных образцов, но с идентичной тем-

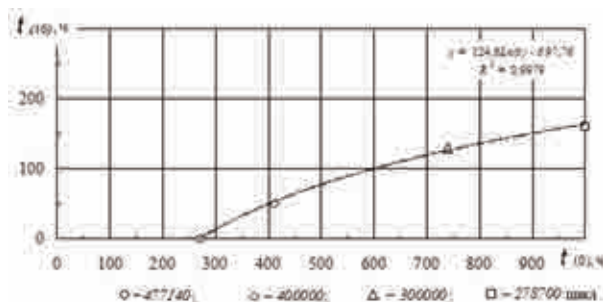


Рис. 3

пературной предысторией), вдоль оси абсцисс – варианты временной предыстории.

Все исследованные варианты экспозиций образцов показали явное ухудшение их усталостных свойств (см. рис. 2, табл. 1). Причем, с увеличением длительности выдержки в температурном поле интегральная повреждаемость (релаксация, деградация) заклепочного соединения непрерывно растет до критической величины. Характер влияния термоэкспозиций на остаточную долговечность обеих партий образцов ($KCC = 0$ и 15 лет) практически идентичен (см. рис. 4).

Анализируя сводные графики на рис. 2, 3, можно предположить, что по критерию остаточной долговечности влияние календарного срока хранения в течение 15 лет на усталостную долговечность образцов эквивалентно влиянию $T = 130^\circ\text{C}$ на исходные образцы в течение ~ 270 ч. Эта информация может быть использована при выборе параметров форсированных испытаний элементов заклепочного соединения для моделируемой в лабораторных условиях наработки различных сроков в реальной эксплуатации.

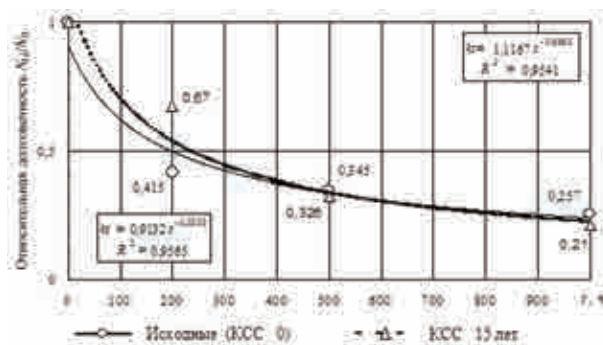


Рис. 4

Таблица 2

Результаты испытаний образцов двухрядного заклепочного соединения на усталость из сплава АК4-1АТ1 л. 3 при $\sigma_2 = 87 \pm 79$ МПа и при $\sigma_1 = 133 \pm 39$ МПа ($f = 5,5$ Гц)

Календарный срок службы	Долговечность до разрушения при уровне нагружения σ_2		Долговечность до разрушения при уровне нагружения σ_1	
	$\bar{N}_{lg}$, цикл (n, шт.)	$lg \bar{N}_{lg}$, $S_{lg N}$, $\varepsilon_B = 90\%$	$\bar{N}_{lg}$, цикл (n, шт.)	$lg \bar{N}_{lg}$, $S_{lg N}$, $\varepsilon_B = 90\%$
0	222 000 (28)	5,346 0,206 $\pm 0,066$	1 083 790 (30)	6,035 0,176 $\pm 0,055$
4 года	—	—	1 186 700 (16)	6,074 0,295 $\pm 0,129$
15 лет	137 340 (8)	5,138 0,154 $\pm 0,104$	475 990 (8)	5,677 0,247 $\pm 0,166$
34 года	62 796 (5)	4,797 0,2781 $\pm 0,264$	228 856 (5)	5,3595 0,1335 $\pm 0,1267$
36 лет	—	—	150 360 (7)	5,177 0,168 $\pm 0,138$

15-летняя выдержка образцов в лабораторных условиях (предварительный отдых) приводит к снижению усталостной долговечности как исходных образцов (более чем в 1,6 раза при обоих уровнях последующего циклического растяжения), так и образцов после соответствующих термоэкспозиций. 34-летняя выдержка исходных образцов (предварительный отдых) в 5 раз снижает характеристики сопротивления усталости, 36-летняя – в 7 раз на уровне нагружения $\sigma_1 = 133 \pm 39$ МПа и более чем в 4 раза (34-летняя) на уровне нагружения $\sigma_2 = 87 \pm 79$ МПа (рис. 5, табл. 2).

Полученные результаты указывают на то, что с течением времени происходит ослабление заклепочного соединения вследствие релаксации усилий сжатия за счет уменьшения осевого натяга и радиального натяга в зонах постановки крепежа. Повышение на 10 % сопротивления усталости после 4 лет хранения образцов в лабораторных усло-

виях является следствием дальнейшего старения сплава. В правой части графика на рис. 6 нанесена точка с ординатой 30 000 циклов, соответствующая исходной долговечности образцов заклепочного соединения с полностью релаксировавшими осевым и радиальным натягами, что было смоделировано в 1973 г. заменой заклепок при сборке образцов специально изготовленными классными болтами диаметром 4 мм из прутка сплава АК4-1Т1.

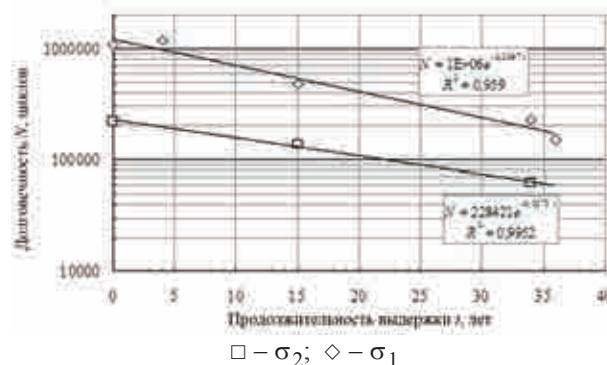


Рис. 5

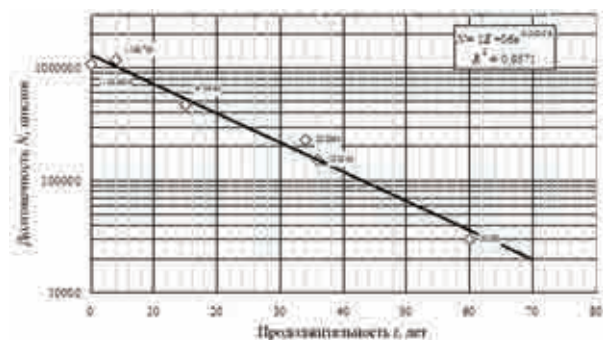


Рис. 6

Ордината точки, приближенно определяющая промежуток времени после клепки, по истечении которого полностью снимается эффект упрочнения натягами, найдена совмещением в точке касания секущей-асимптоты $N = \text{const}$ (30 000 циклов) с экстраполированной по времени ветвью кривой «остаточная долговечность (циклов) – время экспозиции в нормальных условиях (лет)».

Можно ожидать, что сопротивление усталости образцов исследованного заклепочного соединения упадет до минимума не ранее, чем через 60 лет после изготовления.

Используя известную обратную биквадратную зависимость между циклическими напряжениями и долговечностью, в первом приближении можно оценить, что такое прогнозируемое 30-кратное снижение долговечности при полном исчезновении осевого и радиального натягов обусловлено

повышением действующих максимальных циклических напряжений в расчетном сечении (в зоне концентратора) в 2,3 раза. Номинальное максимальное напряжение цикла растяжения $\sigma_{\text{max ном}} = 172$ МПа. Эффективная концентрация на контуре отверстия оценивается в $k_{\text{эф}} = 2,6$, то есть пиковое значение $\sigma_{\text{max } k} = 447$ МПа.

Для использованной в эксперименте партии листового теплопрочного алюминиевого сплава АК4-1АТ1 в состоянии поставки (после закалки и искусственного старения) условный предел текучести $\sigma_{0,2} = 379$ МПа, временное сопротивление $\sigma_B = 413$ МПа. Следовательно, при клепке с образованием замыкающей головки осадка и раздача стержня заклепки привела к пластическим деформациям материала образца по периметру отверстия. Если считать, что действующие максимальные циклические напряжения в зоне концентратора в пластическом кольце вокруг отверстия соответствовали пределу текучести ($380 \div 400$ МПа) и площадка текучести в локальных зонах полностью не выбрана, расчет дает значение номинального напряжения $\sigma_{\text{max ном}} = 165 \div 174$ МПа, что практически совпадает с заданным значением максимального параметра режима циклического нагружения.

СИСТЕМЫ АВАРИЙНЫХ ЗАЩИТ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТОВ В ЛАБОРАТОРИЯХ ПРОЧНОСТИ

В.И.Сабельников, канд. техн. наук; И.Н.Медведева; А.В.Пинер
(ФГУП «СибНИА имени С.А. Чаплыгина»)

Рассмотрены системы аварийной защиты гидроприводов и систем наддува гермоотсеков при испытаниях самолетов в лабораториях прочности.

Ключевые слова: испытательные стенды, сервопривод, системы наддува гермоотсеков, аварийные защиты.

A SAFETY SYSTEM FOR TESTING AIRCRAFTS IN STRENGTH LABORATORIES.

V.I.Sabelnikov, Cand.Tech.Sc; I.N.Medvedeva; A.V.Piner.

The article considers safety systems for hydraulic actuators and pressurization systems for pressurized compartments under testing aircrafts in strength laboratories.

Keywords: test rigs, servo-actuator, pressurization systems of pressurized compartments.

Лаборатория ресурсных испытаний СибНИА, в которой одновременно проводятся прочностные испытания нескольких натурных конструкций самолетов, оснащена испытательными стендами, имеющими, как правило, в своем составе системы механического и воздушного нагружения; гидравлическую; автоматизации управления нагружением (АСУН); тензометрии; контроля сил (СКС); оперативного анализа, представления и интерпретации результатов испытаний (СПИР); контроля целостности конструкции; стабилизации конструкции планера в пространстве; аварийной защиты; пожаротушения и др.

При создании стендов в лаборатории предусмотрены аварийные отключения систем нагружения и разгрузки планера самолетов при следующих условиях:

- превышении нагрузки по любому из каналов нагружения выше заданного уровня;
- превышении давления в фюзеляже выше заданного;
- расхождении мостов датчиков сил выше установленной величины;
- превышении допустимых прогибов конструкции планера;

- срабатывании датчиков встроенного контроля при разгерметизации фюзеляжа;
- нарушении стабилизации планера;
- недопустимых перемещениях планера;
- отключении электрического питания какой-либо из систем стенда;
- падении давления в напорной магистрали стенда ниже установленного уровня.

Опыт эксплуатации испытательных стендов в лабораториях прочности показал, что одним из основных «источников» возможных нештатных разрушений конструкции являются гидравлическая и пневматическая системы [1, 2].

Одним из простых вариантов защиты испытываемой конструкции при исчезновении электропитания являются устройства защиты с использованием гидравлических конечных выключателей [3]. Гидросистема (рис. 1) снабжена дополнительными распределителями (гидравлическими выключателями), установленными на корпусах гидроцилиндров или на отдельных стойках, и опорными пластинами, закрепленными на штоках нагружающих гидроцилиндров, или на испытываемом объекте, при этом вход распределителей подключен к напорной магистрали, а выход, содержащий регули-

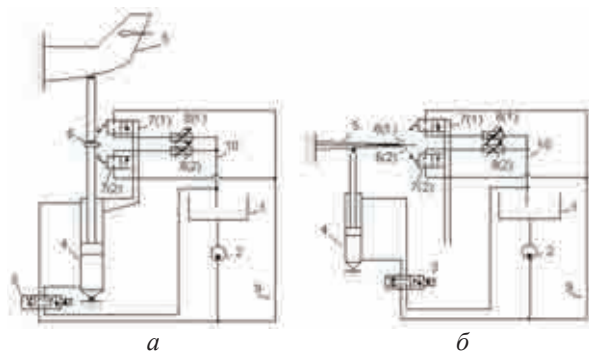


Рис. 1. Схема установки гидравлического выключателя

рующий дроссель, к сливной магистрали. На рис. 1,а изображена принципиальная гидравлическая схема с установкой распределителя на корпусе гидроцилиндра и креплением опорной пластины на штоке гидроцилиндра, на рис. 1,б – вариант установки распределителя на специальной стойке, а опорных пластин – на консоли крыла.

Гидравлическая система работает следующим образом. Рабочая жидкость из гидробака 1 поступает в насос 2, подающий жидкость на гидравлический усилитель 3, который по заданной программе перемещает шток гидроцилиндра 4, создавая заданное перемещение испытываемой конструкции. При превышении заданных перемещений опорная пластина 6 (рис. 1,а) и пластина 6(1) или 6(2) (рис. 1,б) нажимают на рычаг гидрораспределителя 7(1) или 7(2), который соединяет линию нагнетания 9 со сливной магистралью 10. Давление в полости цилиндра понижается, и нагружение прекращается. Для плавной разгрузки объекта 5 служат регулируемые дроссели 8(1) и 8(2). Необходимые темпы разгрузки устанавливаются дросселями в процессе отладки гидросистемы.

В рассматриваемой системе при использовании гидрораспределителей в качестве аварийных датчиков повышается надежность защиты объекта при испытаниях. При этом гидрораспределитель является датчиком прямого действия, что также способствует повышению надежности защиты

объекта не только при исчезновении электропитания, но и в любых аварийных ситуациях, вызывающих деформацию или перемещение испытываемой конструкции, превышающих заданные программой.

Для повышения надежности защиты объекта испытаний для ограничения максимальной величины усилия, развиваемого гидроцилиндром двухстороннего действия в обоих направлениях, в испытательной лаборатории СибНИА используется КОН – гидравлический дифференциальный клапан-ограничитель нагрузки (рис. 2). В настоящее время клапаны используются в системе нагружения стенда для испытания самолета RRJ-100.

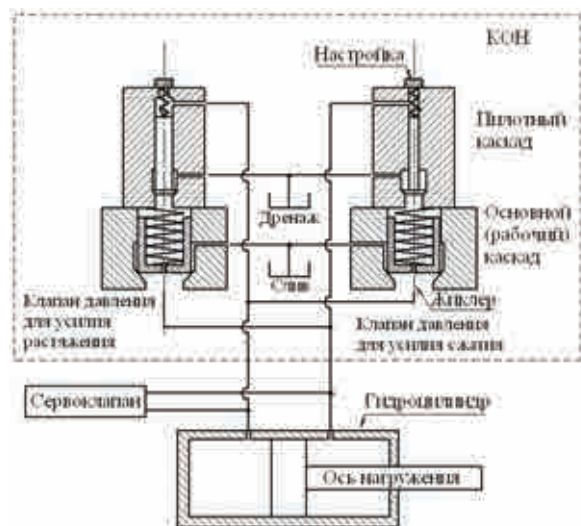


Рис. 2. Схема дифференциального клапана

При управлении каналом нагружения с помощью следящего гидропривода давление в штоковой и поршневой полостях имеет различные значения в каждый период времени. Кроме того, одноштоковые гидроцилиндры имеют разные площади штоковой и поршневой полостей. Применение дифференциального клапана позволяет учесть влияние давления в противоположной полости и фактор неравных площадей.

Клапан ограничения нагрузки позволяет существенно повысить безопасность испытательного процесса, значительно упрощает процесс запуска испытательных стендов,

отладку АСУ и других систем стенда, обеспечивая надежную сохранность объекта испытаний при возникновении нештатных ситуаций. При правильной настройке клапан практически не влияет на работу АСУ, что позволяет использовать КОН в многоканальных системах нагружения. Кроме этого, он позволяет осуществлять точное ограничение силы, создаваемое гидроцилиндром; стабильность и быстроту срабатывания при статических и повторно-статических испытаниях конструкций; отдельную настройку силы сжатия и растяжения; функционирование по каждому каналу нагружения, независимое от других систем испытательных стендов; работать в системах с различными номиналами гидроцилиндров.

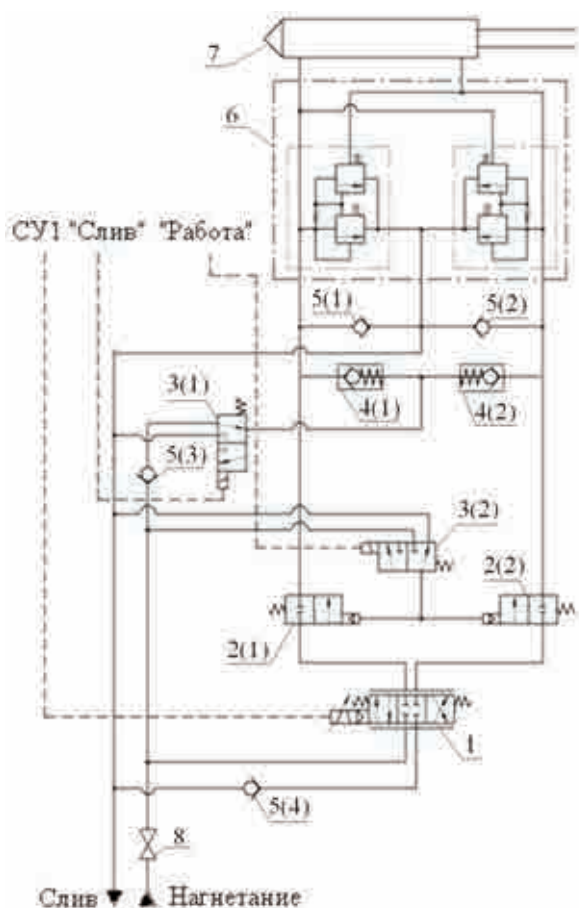


Рис. 3. Схема блокировки гидроцилиндров:

- 1 – сервоклапан; 2(1), 2(2) – блокирующие клапаны;
- 3(1), 3(2) – распределители; 4(1), 4(2) – замки гидравлические; 5(1) – 5(4) – обратные клапаны;
- 6 – клапан ограничения нагрузки;
- 7 – гидроцилиндр; 8 – вентиль

В ряде зарубежных и отечественных лабораторий прочности при аварийных ситуациях производится слив рабочей жидкости из всех гидроцилиндров. Недостаток такой системы в сложности настройки темпов равномерной разгрузки всех каналов нагружения.

В лаборатории прочности СибНИА при прочностных испытаниях самолета RRJ-100 используется схема сервопривода (рис. 3). Авторами патента [4] разработана гидросхема, позволяющая при аварийных ситуациях осуществлять автоматическую блокировку гидроцилиндров, фиксируя нагрузку, и после этого определять причину неисправностей или аварии.

При необходимости можно разгрузить конструкцию – слить жидкость из гидроцилиндров вручную или автоматически с помощью аварийной системы управления нагрузкой или системы контроля сил, подавая импульсный сигнал на пилотный клапан 3(1). Для упрощения схемы разгрузки конструкции могут использоваться гидрораспределители, которые регулируют темпы разгрузки, изменяя проходное сечение в соответствии с заданной программой [5].

При испытаниях планера с гермоотсеками (фюзеляж, топливные баки, кабина экипажа) на ресурс используется пневматический метод нагружения сжатым воздухом. Система наддува обеспечивает создание циклически повторяющихся программных перепадов давления воздуха между внутренним пространством отсека и окружающей средой.

Аварийные клапаны системы наддува, настраиваемые на незначительное превышение заданного уровня (примерно 0,001 – 0,002 МПа), сбрасывают давление в случае отказа рабочих клапанов [6].

В системе установлен и другой тип аварийного клапана – водяной затвор 1. Воздуховод 2 соединен с резервуаром 3, не полностью заполненным водой (рис. 4). По этому

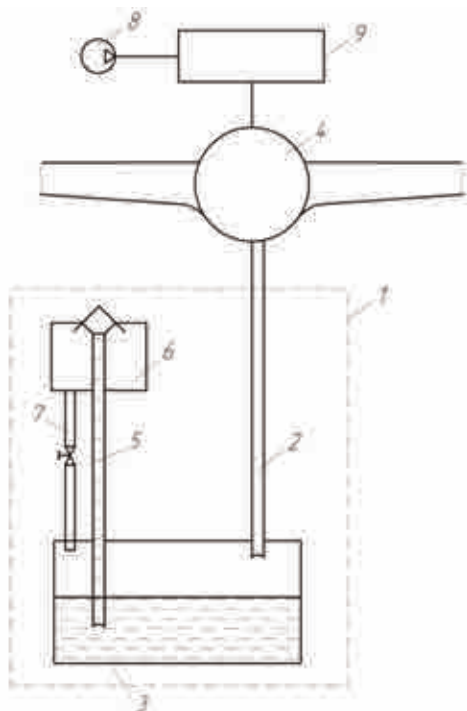


Рис. 4. Водяной затвор

воздуховоду во время наддува подается воздух из фюзеляжа 4, который вытесняет воду из резервуара в трубу 5. Столб воды в трубе 5 уравнивается давлением воздуха в фюзеляже до тех пор, пока это давление не превысит заданное (от 0,001 до 0,002 МПа). При аварийном превышении давления вода выбрасывается из трубы 5 водяного затвора в емкость 6, а сжатый воздух из фюзеляжа 4 через теперь свободную трубу 5 выходит в атмосферу. После сбрасывания аварийного клапана для возобновления испытаний необходимо вновь залить

воду в резервуар 3 из емкости 6 через патрубок 7. Воздух в фюзеляж поступает от компрессора 8 через программный модуль 9.

Предложенные варианты защит направлены на совершенствование испытательных стендов для прочностных испытаний планеров самолетов и позволяют повысить надежность систем аварийной защиты при возникновении нештатных ситуаций.

ЛИТЕРАТУРА

1. Каляев Е.А., Лукьяненко С.Н., Синицин А.С. Автоматизация ресурсных испытаний авиаконструкций // Труды ЦАГИ. Вып. 2631. 1998. С. 99–102.
2. Куликов Е.Н., Сабельников В.И., Колеватов Ю.В. и др. Гидропривод лаборатории статических и ресурсных испытаний натурных авиационных конструкций // Авиационная промышленность. 2008. № 2. С. 53–57.
3. Пат. 2212641 РФ. Гидросистема для нагружения конструкций при прочностных испытаниях // В.И. Сабельников, Д.А. Колобердин. 2003. Бюл. № 26.
4. Пат. 2305264 РФ. Гидросистема для нагружения авиационных конструкций при прочностных испытаниях // Сабельников В.И., Колеватов Ю.В., Медведева И.Н. 2007. Бюл. № 24.
5. Пат. 2372597 РФ. Гидросистема для нагружения авиационных конструкций при прочностных испытаниях // Куликов Е.Н., Сабельников В.И., Медведева И.Н., Пинер А.В., Колобердин Д.А. 2009. Бюл. № 31.
6. Пат. 2416075 РФ. Установка для нагружения сжатым воздухом гермофюзеляжа летательного аппарата при испытании на выносливость // Е.Н. Куликов, Д.А. Колобердин, В.И. Сабельников, А.М. Фадеев. 2011. Бюл. № 10.

ВНИМАНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ!

В журнале № 3 за 2013 г. на стр. 62 в списке использованной литературы под номером 4 следует читать:

4. Положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей военной авиации, их агрегатов и комплектующих изделий. 2005 г.

Перечень статей, опубликованных в журнале «Авиационная промышленность» за 2013 год

№ Стр.

№ Стр.

САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ

Бокша Л.В., Лищинский М.А., Рулин В.И., Юдин Г.В. Исследование гидродинамики биопрототипа для адаптивного изменения поверхности ЛА	4 7
Ерохин А.П., Денискин Ю.И. Способ мультипликации параметрических моделей авиационных конструкций по теоретическому контуру	4 3
Кудряшов А.Б. Конечное-элементное моделирование усталостных испытаний композитной лопасти рулевого винта вертолета	1 12
Левин А.В., Коняхин С.Ф., Юхнин М.М., Харитонов С.А., Коробков Д.В., Макаров Д.В. Расчет электрических параметров системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения	1 3
Левин А.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С., Борисов М.В., Крылов Н.В. Перспективы и проблемы создания электромеханических силовых миниприводов для нового поколения ЛА	3 8
Лозовский И.В. Исследование математической модели транспортной операции для легких летательных аппаратов	1 10
Неделько Д.В., Алимов С.А., Шакиров М.З. Приближенная расчетная оценка сил на несущем винте вертолета в процессе авторотационной посадки	2 15
Погосян М.А., Савельевских Е.П., Стрелец Д.Ю., Корнев А.В., Шагалиев Р.М., Козелков А.С. Внедрение суперкомпьютерных технологий в авиационное строительство России	2 3
Погосян М.А., Савельевских Е.П., Стрелец Д.Ю., Корнев А.В., Шагалиев Р.М., Козелков А.С. Использование отечественных суперкомпьютерных технологий при проектировании новых образцов авиационной техники	3 3
Скрипкин А.А., Сивяков Б.К., Аврясова О.С. Возможность предотвращения столкновений вертолетов с проводами высоковольтных линий электропередач путем их обнаружения по создаваемому ими магнитному полю	3 14
Шахпаронов В.М., Карагиоз О.В. Временные ряды бортовой телеметрии летательных аппаратов	2 10

ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

Бабкин В.И., Алексахин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Авиационные смазочные масла для современных ГТД	1 28
---	------

Бабкин В.И., Алексахин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Новые отечественные синтетические авиационные рабочие жидкости	3 21
Богданов В.И., Якубовский К.Я. Концепция одноновального ТРДД на базе газогенератора двигателя РД-33	1 20
Виноградов В.Ю. Практический подход к вопросам разработки систем глушения шума авиационных ГТД	3 18
Иноземцев А.А., Васкецов А.А., Фатыхов Х.Х., Мелузов Ю.В., Попов А.Н. Концепция построения автоматизированных информационно-измерительных систем для испытаний ГТД 5-го поколения	4 12
Иноземцев А.А., Сычев В.К., Снитко М.А., Бакулин М.Г., Масловский А.В., Табачук И.С. Микроволновые системы измерения радиальных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом ГТД	1 23
Иноземцев А.А., Снитко М.А., Сычев В.К., Бакулин М.Г., Масловский А.В., Табачук И.С. Микроволновые системы измерения радиальных зазоров ГТД	2 29
Попов В.Г., Викулин А.В., Чеснова В.А., Маркелов М.С. Анализ возможности расширения диапазона регулирования пропускной способностью каналов сложной конфигурации теплонапряженных конструкций	2 25
Попов В.Г., Викулин А.В., Чеснова В.А., Маркелов М.С. Влияние геометрических характеристик каналов сложной конфигурации на многопараметрические функции теплообмена	1 17
Чернышев С.Л., Скворцов В.В., Иванов В.В., Трошиненко Г.А. Концепция создания и применения объемноцентрированного неравновесного разряда для поджига и интенсификации горения топлив в высокоскоростных потоках	2 19

ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ

Азиков Н.С., Алипов А.Е., Косарев В.А. Проектирование подкрепленных композитных панелей	3 35
Алипов А.Е., Азиков Н.С., Карпейкин И.С. Проектирование и изготовление опытного образца воздухозаборника из углепластика	4 25
Афанасьева И.А. Возможность применения полимерных материалов для повышения жесткости упругих элементов щеточных уплотнений при механической обработке	3 40

	№	Стр.
Ахметов А.М., Кондратец С.В., Перлов С.В. Технология и оборудование для изготовления корпусных и роторных деталей ГТД методом намотки из ПКМ	2	47
Балла О.М. Обработка точных отверстий в пакетах из разнородных материалов	4	27
Власенков А.В., Молостов С.В., Умнов В.П. Исполнительная система технологического робота-станка для обработки лопаток ГТД	1	38
Давыдов О.Ю., Егоров В.Г., Фоменко И.В. Повышение эффективности технологии производства облегченных фланцев из титановых сплавов	1	52
Ермольчева Н.В., Орлов Б.С., Скрипкин А.А., Королев А.В. К оценке площади поверхности микроруннок частично регулярного микрорельефа при дискретном вибрационном резании	4	31
Захаров А.Г. Ячеистый наполнитель для многослойных конструкций в узлах авиационных двигателей	3	29
Коваленко А.В., Орешкин О.М., Белоплатков В.С. Алгоритмизация цифровой обработки данных в системе бесконтактной оценки шероховатости	2	41
Кугультинов С.Д., Жилиев С.В., Попов И.В. Обеспечение заданной стойкости режущего инструмента при растачивании крупногабаритных деталей из титанового сплава ВТ6	2	44
Маслов В.Д., Петров Ю.О., Севериненко А.Ю. О новом подходе к формообразованию тонкостенных тройников	2	37
Марковцев В.А., Баранов А.С., Илюшкин М.В., Попов А.Г. Изготовление шпангоутов и стрингеров с продольной кривизной из гнутых профилей	3	32
Никуличев И.В., Серков Н.А., Коваленко А.В., Шлесберг И.С. Влияние охлаждения на точность позиционирования многокоординатного станка МС-300	1	33
Плихунов В.В., Коваленко А.В., Орешкин О.М. Разработка бесконтактной системы оценки шероховатости для АСУ ТП лазерного полирования	1	42
Плихунов В.В., Орешкин О.М. Метод снижения погрешности измерения температуры пирометрами частичного излучения	3	25
Сенаторова О.Г., Марковцев В.А., Сомов А.В., Антипов В.В., Рудаков А.Г. Исследование структуры и свойств гнутых профилей из плакированных листов высокопрочного сплава В950чАТ2	4	21
Физулаков Р.А. Применение лазерного скрайбирования в технологии размерного химического травления	4	17
Фомина Л.П. Опыт применения ионно-плазменных и вакуумных процессов химико-термической обработки для упрочнения деталей ГТД	3	45

Хопин П.Н. Об оценке антифрикционных характеристик пар трения с твердосмазочными покрытиями различных составов	1	47
Чумадин А.С., Ершов В.И., Шемонаева Е.С. Исследование процесса формовки полуторов из листовых заготовок	2	33

МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ

Барботько С.Л., Кириллов В.Н., Шуркова Е.Н. Оценка пожарной безопасности полимерных композиционных материалов авиационного назначения	2	55
Постнов В.И., Постнова М.В., Мантусова О.Ю. Влияние коррозионно-усталостных воздействий на свойства металлополимерных КМ и конструкции из них	4	36
Сироткин О.С., Андриянина М.А. Перспективы применения в авиации нанокompозитов	2	53
Сытый Ю.В., Сагомонова В.А., Юрков Г.Ю., Целикин В.В. Новые конструкционные и функциональные ПКМ на основе термопластов и технологии их формования	2	50
Фролов А.В. Повышение эффективности термической обработки сталей за счет использования аустенитного предпревращения и превращения	3	49

КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС

Виноградов В.Ю. Диагностирование авиационных ГТД по параметрам, измеренным за срезом сопла	1	63
Волков О.В., Горбенко А.В., Шевченко И.В. Экспериментальная проверка метода пересчета предельных баллистических зависимостей для модулей МКС, затененных проникаемыми элементами конструкции	1	59
Калюта А.А., Дубинин В.В., Фролова В.А. Исследование влияния календарного срока эксплуатации и термоэкспозиции на усталостную долговечность образцов заклепочного соединения из сплава АК4-1АТ1	4	52
Калюта А.А., Рудзей Г.Ф. Влияние возникающих при сборке монтажных напряжений на усталостную долговечность соединений	2	59
Калюта А.А., Рудзей Г.Ф., Фролова В.А. Исследование усталостной долговечности конструктивных образцов с концентраторами напряжений, обусловленных операциями их механической обработки	4	42
Кречко А.В., Плужников В.И., Супонько К.Л., Щеголев Г.П. О преимуществах лидерной эксплуатации ГТД как основы продления им сроков службы	3	57

№	Стр.	№	Стр.
Мусатов Р.В.		Торпачев А.В.	
Выбор проектных параметров		Методика поиска оптимальных	
имитаторов космических аппаратов	4 49	решений при проектировании грузоподъемного	
Сабельников В.И., Медведева И.Н., Пинер А.В.		оборудования аэрокосмических комплексов	1 57
Системы аварийных защит для испытания самолё-		Торпачев А.В.	
тов в лабораториях прочности	4 57	Совершенствование сборочно-сты-	
Стерлин А.Я., Свирский Ю.А.		ковочных операций в подготовке изделий аэрокос-	
Принцип управ-		мической техники на технической позиции	3 62
ления нагружением механических конструкций		Щеголев Г.П., Супонько К.Л., Кречко А.В.	
при испытаниях на усталость по псевдослучай-		Определение эксплуатационных потребностей	
ным программам	4 46	в исправных авиационных двигателях для обес-	
Тимиркеев Р.Г., Омельченко И.С.		печения жизненного цикла парка однотипных	
Методика ин-		воздушных судов	1 68
тегральной оценки полезности применения ультра-		Яковлева А.П., Омельченко И.С.	
звукового оборудования в процессе эксплуатации		Повышение	
и ремонта воздушных судов	3 65	нагрузочной способности стальных деталей ме-	
		тодом комбинированной обработки	2 62

ПРАВИЛА ОФОРМЛЕНИЯ МАТЕРИАЛОВ, НАПРАВЛЯЕМЫХ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ “АВИАЦИОННАЯ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ”

Необходимо высылать на электронный адрес редакции:

- статью в текстовом редакторе MS Word (*.doc). Текст должен быть набран 14 шрифтом через 1,5 интервала между строками (термины и определения, единицы физических величин должны соответствовать системе СИ);
- формульные выражения в «Редакторе формул» (MathType или Equation Editor). В формулах и в тексте следует набирать латинские буквы *курсивом*, греческие прямо, векторы и матрицы **прямым жирным шрифтом**;
- иллюстрации в графических редакторах в виде файлов (*.tif, *.jpg) в черно-белом варианте;
- акт экспертизы, подтверждающий возможность публикации в открытой печати;
- аннотацию и ключевые слова на русском и английском языках;
- сведения об авторах (фамилия, имя, отчество полностью, год рождения, ученая степень, место работы, контактный телефон).

Редакция не ставит в известность авторов об изменениях и сокращениях рукописи, имеющих редакционный характер и не затрагивающих принципиальных вопросов.

Рукописи статей не возвращаются.

Публикация в журнале бесплатная.

Телефон редакции: (499) 317-86-66.

E-mail: ap.red@yandex.ru

© Издатель – **ОАО «Национальный институт авиационных технологий»**

Редакторы **Т.В.Кузнецова, Р.Н.Моисеева**

Компьютерная верстка **Н.А.Воробей**

Подп. в печать 28/XI 2013 г.	Формат бумаги 60 × 90/8	Печать офсетная	Печ. л. 8
Бумага офсетная	Гарнитура Times	Тираж 600 экз.	Издание подписное
			Индекс 85240

Адрес редакции: **Россия, 127051, Москва, ул. Петровка, дом 24**
ОАО НИАТ, редакция журнала «Авиационная промышленность»
Тел.: **(499) 317-86-66** Е-mail: **ap.red@yandex.ru**