

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	
Харитонов Г.М., Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В. Термокомпенсированные тензорезисторы для неметаллических материалов в летно-прочностных испытаниях самолетов	3
Костюк В.Е., Кириладш Е.И., Коновалова Д.Ю., Артюх Р.В., Зарница О.Г., Омельчук В.А., Ситало В.Ф., Пархисенко В.М. Численное исследование аэродинамики бокса, реконструируемого для обеспечения одновременных испытаний трех авиационных ГТД	8
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ	
Хопин П.Н. Исследование работоспособности твердосмазочных покрытий на поверхностях пар трения, подвергнутых механической и химико-термической обработке	14
Крюков А.М., Садикова Н.А., Волков В.С., Шуль Г.С. О проблемах разработки технологии изготовления крупногабаритных блоков стеклосотопластов	18
Петров Л.М., Плихунов В.В. Определение энергетического состояния поверхности конструкционных металлических материалов после технологических воздействий	22
Постнов В.В., Юрьев В.Л., Каримов И.Г. Оптимизация обработки резанием жаропрочных никелевых сплавов по термодинамическим параметрам	27
Братухин В.А., Братухин А.В. Крепежные системы при создании авиационной техники	33
МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ	
Моргулец С.В., Чернецов А.А., Афанасьев А.В., Косарев В.А. Комплексная методика расчетного проектирования тонкостенных конструкций из ПКМ на примере кессона крыла самолета	37
Молочев В.П., Егоров В.Н., Севальнев А.В., Абрамова Е.А. Анализ конструктивных вариантов металлокомпозитных баллонов высокого давления	42
КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
Прилепский И.В., Прилепский В.А., Коптев А.Н., Миненков А.А. Методика повышения качества технического обслуживания информационных комплексов высотно-скоростных параметров с применением системы МАСКА	46
Рудзей Г.Ф., Адегова Л.А. Экспериментальная оценка погрешности прогнозирования усталостной долговечности при применении гипотезы Майнера	51
Хаинг Мин, Петухов А.Н., Павлов Ю.И. Обеспечение несущей способности замковых соединений лопаток компрессора авиадвигателя при действии фреттинг-коррозии	55

Вниманию читателей!

Журнал "Авиационная промышленность" включен в официальный список ВАК для изданий, публикация в которых учитывается при защите докторских и кандидатских диссертаций.

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

CONTENTS

AIRCRAFT AND ENGINE BUILDING

- Haritonov G.M., Volodin N.M., Mishin Yu.N., Kaminsky V.V.** Temperature-compensated resistance strain gages for non-metallic materials in flight tests of aircraft strength 3
- Kostyuk V.E., Kirilash E.I., Konovalova D.Yu., Artyuh R.V., Zarnitsa O.G., Omel'chuk V.A., Sitalo V.F., Parhisenko V.M.** Numerical investigation of aerodynamic conditions in a test cell reconstructed for simultaneous tests of three gas turbine engines 8

TECHNOLOGY PROBLEMS

- Khopin P.N.** Analysis of serviceability of solid lubricating coatings at surfaces of friction pairs subjected to mechanical and chemicothermal processing 14
- Kryukov A.M., Sadikova N.A., Volkov V.S., KShul' G.S.** On development problems of large-size glass-fiber-reinforced honeycomb block fabrication technology 18
- Petrov L.M., Plikhunov V.V.** Evaluation of the surface energy state of the structural metal materials after processing effects 22
- Postnov V.V., Yuriev V.L., Karimov I.G.** Optimization of cutting heat-resistant nickel alloys to the thermodynamic parameters 27

- Bratukhin V.A., Bratukhin A.V.** Fastening systems in development of aeronautical engineering 33

MATERIALS AND METALLURGY

- Morgulets S.V., Chernetsov A.A., Afanasiev A.V., Kosarev V.A.** A complex method for design engineering of the PCM thin-walled structures – case study of an aircraft wing torsion box 37
- Molochnev V.P., Egorov V.N., Seval'nev A.V., Abramova E.A.** Analysis of structural alternates of metal-composite high-pressure vessels 42

QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE

- Prilepskiy I.V., Prilepskiy V.A., Koptev A.N., Minenkov A.A.** A method to improve quality of maintenance of the integrated flight environment data systems using masac system 46
- Rudzey G.F., Adegova L.A.** Experimental estimated error in fatigue life prediction when applying Miner's hypothesis 51
- Khaing Min, Petukhov A.N., Pavlov Yu.I.** Provision for bearing capacity of the interlocking joints of the aero-engine compressor blades under fretting corrosion 55

САМОЛЕТО- И ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

ТЕРМОКОМПЕНСИРОВАННЫЕ ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ ДЛЯ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ В ЛЕТНО-ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ САМОЛЕТОВ

Г.М.Харитонов, канд. техн. наук (ГНЦ РФ ФГУП “ЛИИ им. М.М.Громова”),

Н.М.Володин, Ю.Н.Мишин (ФГУП “НПО им. С.А.Лавочкина”),

В.В.Каминский, докт. техн. наук (Физико-технический ин-т им. А.Ф.Иоффе РАН)

Приведены результаты исследования тензорезисторов для измерения деформаций конструкций в условиях климатических и повышенных температур при летно-прочностных испытаниях ЛА. Исследованы различные типы тензорезисторов. Рассмотрена возможность использования моносulfида самария в тензометрии.

Ключевые слова: тензорезистор, деформация, температурная характеристика сопротивления, электрическое сопротивление, тензочувствительность.

TEMPERATURE-COMPENSATED RESISTANCE STRAIN GAGES FOR NON-METALLIC MATERIALS IN FLIGHT TESTS OF AIRCRAFT STRENGTH. *G.M.Haritonov, Cand.Techn.Sc, N.M.Volodin, Yu.N.Mishin, V.V.Kaminsky, Dr.Techn.Sc.*

The report presents findings of an investigation into resistance strain gauges for measuring structural deformations at climatic and elevated temperatures in flight tests of aircraft strength. Different types of resistance strain gauges have been analyzed. A possibility to use samarium monosulfide has been considered.

Keywords: resistance strain gauges, deformation, resistance temperature characteristic, electric resistance, tensosensitivity.

В современном самолетостроении, наряду с традиционными металлическими сплавами, все чаще используются неметаллические материалы (НМ) и композитные материалы (КМ), которые по совокупности признаков «легкость-прочность» и других часто превосходят металлы.

Неметаллические материалы по физико-механическим характеристикам существенно отличаются от металлов, что необходимо учитывать при тензоизмерениях. Так, НМ характеризуются большой шириотой температурных коэффициентов линейного расширения (ТКЛР) (от $\alpha \approx 1 \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$ у КМ

в направлении с большим числом армирующих слоев до $\alpha \approx 90 \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$ у органических стекол), малой теплопроводностью, зависимостью от температуры t модулей упругости органических стекол, полимерной матрицы КМ. Использование тензорезисторов (ТР), не термокомпенсированных для материалов с определенным температурным коэффициентом линейного расширения (ТКЛР), снижает точность измерения деформаций из-за температурного дрейфа нуля в результатах измерения. Для подтверждения этого можно напомнить, что измеряемое приращение сопротивления

наклеенного на конструкцию ТР, если отбросить факторы, влиянием которых можно пренебречь из-за малых величин, при изменении температуры является суммой

$$\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{изм}} = \left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\varepsilon_{\Sigma}} + \left(\frac{\Delta R}{R}\right)_t, \quad (1)$$

где $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\varepsilon_{\Sigma}} = K_t(\varepsilon_p + \varepsilon_t)$ – приращение сопротивления, вызванное деформацией конструкции от нагрузки ε_p , и деформацией ε_t , соответствующей температурным напряжениям в конструкции; K_t – коэффициент чувствительности ТР к деформации; $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_t$ – температурное приращение сопротивления ТР, иногда называемое кажущейся деформацией.

При нестационарном тепловом режиме, когда температуры t_1, t_2, t_3, t_4 не равны (индексы 1, 2, 3 и 4 означают: 1 – защитный слой; 2 – тензоэлемент; 3 – зона, расположенная непосредственно под ТР; 4 – зона, не изменяющая температуру от воздействия ТР), температурное приращение сопротивления представляется выражением

$$\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{t,н} = \int_{t_0}^{t_2} \beta_t(t) dt + K_t \left[\int_{t_0}^{t_4} \alpha_k(t) dt - \int_{t_0}^{t_2} \alpha_T(t) dt \right] + \left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{см}} + (\delta A_t)_н + (\delta A_t)_{\text{кр}}, \quad (2)$$

где t_0 – исходная температура, температура записи электрических «нулей» тензомостов; t_3 – температура поверхности конструкции вне зоны искажения ее температурного поля ТР; β_t, α_t – температурные коэффициенты сопротивления и линейного расширения материала тензоэлемента; α_k – температурный коэффициент линейного расширения материала конструкции; $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{см}}$ – изменение сопротивления ТР из-за его смещения вследствие возникновения пластических деформаций в поверхности конструкции

при нагреве (оргстекла, полимерная матрица КМ) или в клеевом слое (кварцевые, силикатные стекла); $(\delta A_t)_н \approx K_t \alpha_k(t)(t_3 - t_2)$ – динамическая погрешность, возникающая из-за искажения температурного поля поверхности конструкции при $t_3 \neq t_4$ и различия температур t_2 и t_3 [1];

$(\delta A_t)_{\text{кр}} \approx (1 + 2\mu_{\text{осн}}) \int_{t_0}^{t_2} [\alpha_k(t) - \alpha_{\text{осн}}(t)] dt \frac{\delta_{\text{осн}}}{r} K_t$ – дополнительное температурное приращение сопротивления ТР на криволинейной поверхности из-за радиального перемещения тензоэлемента при нагреве при различных $\alpha_k(t)$ и $\alpha_{\text{осн}}(t)$ [2]; r – радиус кривизны поверхности конструкции, мм; $\delta_{\text{осн}}$ – толщина основы ТР и клеевого слоя, мм.

Зависимость температурных приращений сопротивления $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_t = f(t)$ тензорезисторов, наклеенных на плоский образец из материала конструкции, полученная при его медленном ступенчатом нагреве, когда $t_2 = t_3 = t_4$ и $(\delta A_t)_н = 0$, $(\delta A_t)_{\text{кр}} = 0$, называется температурной характеристикой сопротивления (ТХС).

Величина приращений $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_t$ может быть значительной и в основном определяется разностью коэффициентов $\alpha_k(t)$ и $\alpha_T(t)$ и температурой. Последние три слагаемых в значительной мере зависят также от толщины и жесткости ТР.

Исключение приращений $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_t$ из результатов измерений достигается либо схемной термокомпенсацией, либо внесением температурной поправки. В первом случае компенсационный ТР наклеивается на конструкцию рядом с активным в направлении, в котором $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\varepsilon_{\Sigma}} \approx 0$, либо на специальную пластинку из материала конструкции, но

так, чтобы обеспечивать $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\varepsilon_x} \approx 0$. В обоих вариантах предполагается равенство температур активного и компенсационного ТР. Во время ЛПИ металлических конструкций при незначительном изменении температуры удастся получить удовлетворительные результаты, хотя об их точности судить трудно, поскольку ТХС ТР обычно не определяются, а их температуры не измеряются. Были случаи больших погрешностей в измерении нагрузок на крыло при летных испытаниях с использованием пластинок.

При испытаниях конструкций из НМ этот способ приведет к чрезмерным погрешностям, поскольку в этих конструкциях направления, в которых $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\varepsilon_x} = 0$, как правило, отсутствуют, а при использовании пластинок мала вероятность обеспечения равенств температур ТР и приращений $\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\varepsilon_x} = 0$.

В качестве примера на рис. 1 показано температурное приращение сопротивления полного тензомоста с тензорезисторами КФ5П1-10-400А23, наклеенными в направлении 0° ($R1, R3$) и в направлении 90° ($R2, R4$), для измерения осевых сил в конструкции из композиционных материалов КМКУ3.150.Э01 (структура: $0^\circ - 35$; $45^\circ - 9$; $-45^\circ - 9$; $90^\circ - 9$) с подкрепляющим

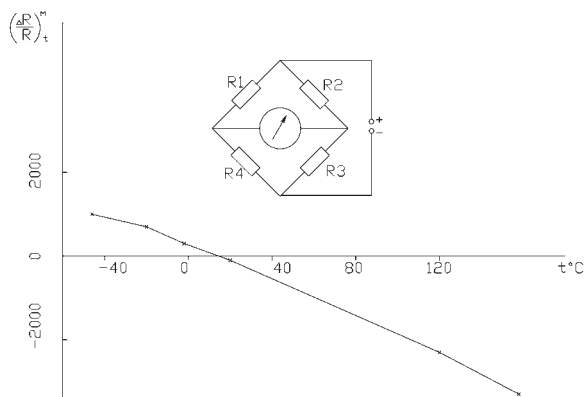


Рис. 1. ТХС моста для измерения осевых нагрузок в конструкциях из углепластика и подкрепляющего титанового элемента

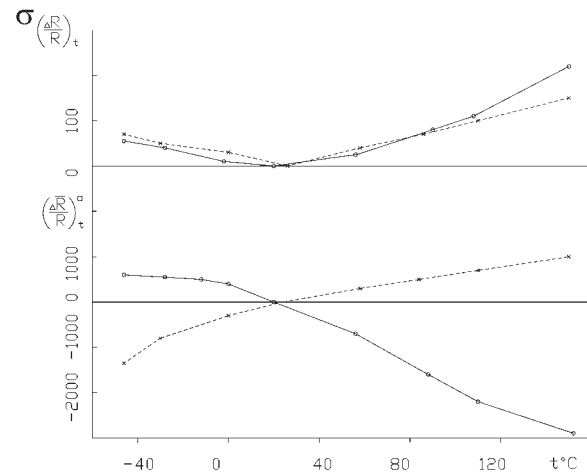


Рис. 2. ТХС тензорезисторов КФ5П1-5-200Б12 на углепластике КМУ-4Э:
—○— 0° ; ---×--- 90°

титановым элементом. На рис. 2 приведены ТХС групп тензорезисторов КФ5П1-10-200Б12, наклеенных на углепластик КМУ-4Э (структура: $0^\circ - 45$; $90^\circ - 4$) в направлениях 0° и 90° . Невозможность схемной термокомпенсации в приведенных примерах очевидна.

Более надежным, особенно на конструкциях из НМ, является способ внесения температурных поправок, определяемых по ТХС активных и компенсационных ТР. Для моста с одним активным ТР, например в момент τ полета, она равна

$$(\Delta A)_\tau = \left[\left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_0}^a - \left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_a}^a \right] - \left[\left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_0}^k - \left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_k}^k \right], \quad (3)$$

где $\left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_0}^a, \left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_a}^a$ – приращения сопротивления активного ТР, соответствующие температурам t_0 и t_k ; $\left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_0}^k, \left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t_k}^k$ – приращения сопротивления компенсационного ТР, соответствующие температурам t_0 и t_k .

Полученные при ступенчатом нагреве – охлаждении ТХС тензорезисторов позволяют также оценить:

– качество наклейки тензорезисторов и монтажа схемы на блок компенсационных тензорезисторов (БКТ) по средним квадра-

тичным отклонениям (СКО) характеристик от средней ТХС для группы БКТ. При качественной наклейке, монтаже зависимости $\sigma \left(\frac{\Delta R}{R} \right)_{a, k} = f(\Delta t^\circ)$ должны быть линейными в диапазонах рабочих температур;

– качество и пригодность выбранных активных ТР для материала испытываемой конструкции.

Однако и поправка может определяться с большой погрешностью в случае применения ТР, не соответствующих материалу конструкции и условиям испытаний, с ТХС такого же качества, как у тензорезисторов типа КФ на углепластике (см. рис. 2), и на силикатном стекле (рис. 3). Погрешность

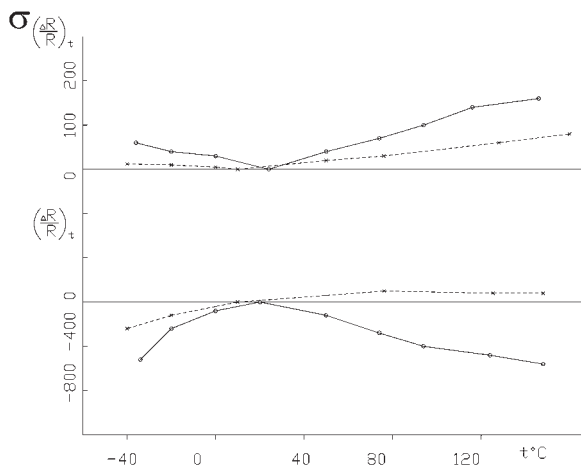


Рис. 3. ТХС тензорезисторов на силикатном стекле:

—○— КФ5П1-5-200Б12;
 - -x- - 1Ф3НМВ-5-200-3

поправок зависит от величин коэффициентов $K^{a, k}$ ($^\circ\text{C}^{-1}$) зависимости $\sigma \left(\frac{\Delta R}{R} \right)_t = K^{a, k} \Delta t$, максимальных tg углов на-

клона ТХС $B_{t \max}^{a, k}$ и соответственно $\left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t \max}^{a, k}$ в диапазонах рабочих температур, также от погрешности измерения температур активных тензорезисторов и БКТ. Величины $\left(\frac{\Delta \bar{R}}{R} \right)_{t \max}$, $B_{t \max}$ и K являются основными

показателями ТХС, определяющими качество тензорезисторов. Для минимизации $B_{t \max}$ и K_t в формуле (2) тензорезисторы должны иметь также весьма малую толщину ($\delta \leq 0,05$ мм). Соответственно и применяемые термодатчики должны быть примерно такой же толщины.

Для обеспечения качественных прочностных измерений при ЛПИ конструкций из НМ необходима разработка тензорезисторов, учитывающих характеристики, прежде всего ТКЛР, этих материалов. В частности, для КМ необходимо не менее двух типов ТР для направлений с большим ($> 20\%$, $\alpha \approx 1 \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$) и малым ($< 20\%$, $\alpha \approx (8 \dots 9) \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$) числом армирующих слоев, причем с точными осевыми метками. Как пример можно отметить тензорезисторы 1Ф3НМВ-5-200-3 для силикатных стекол, разработанные в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», ТХС которых приведены на рис. 3 пунктиром.

В ЛИИ им. М.М. Громова были испытаны ТР типа 1-LY16-10/350А для материалов с $\alpha = 0,5 \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$ и 1-LY18-10/350 для пластмасс с $\alpha = 65 \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$ на клее Х280, чтобы оценить возможности применения их на конструкциях из углепластика и оргстекла. ТХС тензорезисторов, наклеенных на углепластик в направлении «0» (структура: $0^\circ - 10$; $45^\circ - 6$; $-45^\circ - 6$; $90^\circ - 2$), показаны на рис. 4. Установлено, что эти

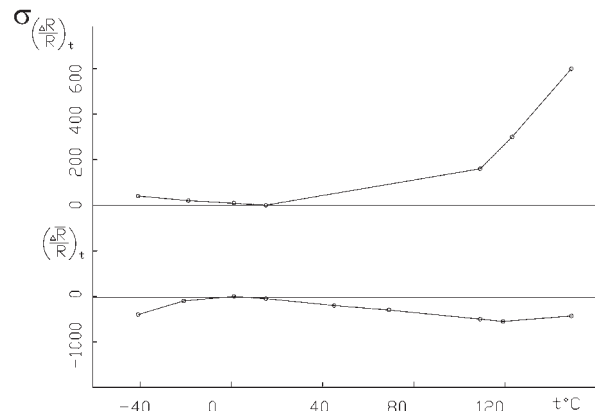


Рис. 4. ТХС тензорезисторов 1-LY16-10/350А на углепластике в направлении «0»

ТР могут применяться на углепластиках, но в ограниченном диапазоне температур ($-50...80^{\circ}\text{C}$, в грубых измерениях до 110°C), при более высоких температурах резко возрастает разброс ТХС.

Несмотря на многочисленные усилия разработчиков, в тензометрии так и не появились удовлетворительные конструкции полупроводниковых тензорезисторов (ПТР). Преимущества от высокой тензочувствительности их нивелируются дороговизной и неудовлетворительными метрологическими характеристиками. Основная сфера применения ТР – датчики механических величин. Для прочностных испытаний большой интерес представляют разрабатываемые ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» ПТР на основе редкоземельного полупроводника – моносulfида самария (SmS).

ТР на основе моносulfида самария (SmS) имеет высокую тензочувствительность монокристалла (260 при 300°C). ТХС у SmS на порядок меньше, чем у кремния, ему присуща линейная зависимость изменения сопротивления от деформации, высокие радиационная и температурная стойкость и температура плавления (2400°C). Особо отметим свойство – наличие фазового перехода полупроводник – металл. Это свойство легко реализуется в напыленных полукристаллических пленках моносulfида самария. При плавном переводе в металлическое состояние меняются цвет, объем, тензочувствительность, сопротивление, ТКЛР.

Работа по практическому внедрению нового полупроводника в тензометрию осложнялась тугоплавкостью вещества и наличием других сульфидов самария (Sm_2S_3 и Sm_3S_4), а также высокой температурой подложки, на которой конденсируется моносulfид самария. Отметим критерии выбора подложки (материала носителя, на котором конденсируется испаряемое вещество). Он должен легко выдерживать температуру,

необходимую для конденсации пленки моносulfида самария ($400 \div 500^{\circ}\text{C}$) и легко обрабатываться с помощью литографических процессов. Это должен быть металл. По нашему мнению, наиболее удобным материалом для применения в качестве носителя является константан. Из этого материала налажено производство холоднокатаной ленты различных толщин, отработаны технологические операции литографии. На рис. 5 представлена конструкция ТР, применяемая в лабораторных испытаниях. На подложке 1, выполненной из лака ВЛ-931, расположен константановый носитель 2, имеющий форму гантели, то есть две прямоугольные площадки, соединенные рабочей нитью. На всей площади носителя осажден разделительный диэлектрик 3 из монокиси

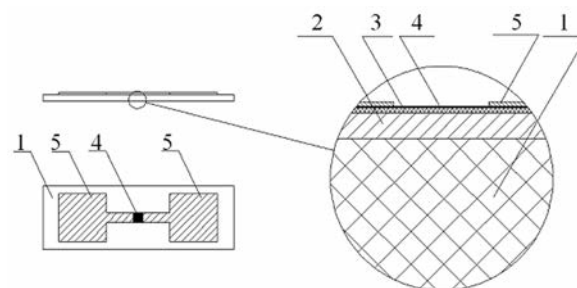


Рис. 5. Конструкция тензорезистора на основе SmS

кремния (SiO). На диэлектрике сформирована тензочувствительная поликристаллическая пленка моносulfида самария (SmS) 4 и контактные площадки из никеля 5. Размер прямоугольных (здесь квадратных) площадок, на которых сформированы контакты ТР, $1,5 \times 1,5 \text{ мм}^2$, толщина носителя $0,008 \text{ мм}$, длина рабочей нити 2 мм , ширина $0,3 \text{ мм}$. Толщины диэлектрической пленки $0,015 \text{ мм}$, тензочувствительной пленки $0,0005 \text{ мм}$, никелевой контактной площадки $0,015 \text{ мм}$ и лаковой подложки $0,02 \div 0,03 \text{ мм}$. Рабочая часть тензочувствительной пленки размером $0,3 \times 0,3 \text{ мм}^2$ расположена в средней части нити.

ТКЛР моносulfида самария близок к ТКЛР большинства сталей ($11 \cdot 10^{-6}^{\circ}\text{C}^{-1}$),

ТКС, как и у всех полупроводников отрицательный, причем величина его тем больше, чем больше тензочувствительность ТР. Рассмотрим ТР с достаточно большой тензочувствительностью, например 60. Чтобы ТХС наклеенного на искомый материал ТР была близка к нулю, нужно чтобы ТКЛР этого материала был достаточно велик, тогда положительная составляющая, определяемая тепловым расширением и большой тензочувствительностью, скомпенсирует отрицательную составляющую ТХС.

Авторами получен ряд термокомпенсированных ТР, испытания которых проводились на оргстеклах, алюминиевых сплавах, сталях, титановых сплавах, силикатных стеклах, кварце, при этом тензочувствительность изменялась от 60 до 8.

Исследование макетных образцов ПТР на основе моносульфида самария вселяет уве-

ренность в получении измерительных приборов для летно-прочностных испытаний самолетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Харитонов Г.М., Хитрова О.И. Погрешность измерения статических деформаций проводниковыми тензорезисторами, обусловленная нестационарностью теплового режима / Сб. Тепловые напряжения в элементах конструкций. Вып. 11. Киев: Наукова думка, 1971.

2. Харитонов Г.М. Влияние кривизны поверхности детали на погрешность тензоизмерений при повышенных температурах с помощью приклеиваемых тензорезисторов // Проблемы прочности. 1974. № 1.

3. Володин Н.М., Каминский В.В., Мишин Ю.Н. Тензометрия на основе редкоземельных полупроводников в космических аппаратах (КА) // Вестник ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина". 2011. № 5.

4. Заявка на изобретение 2011125613, МПК⁹ H01L 29/84, G01B7/16. Наклеиваемый полупроводниковый тензорезистор / Н.М. Володин, В.В. Каминский, Ю.Н. Мишин, Е.Е. Павлинова. – Заяв. 23.06.11.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ БОКСА, РЕКОНСТРУИРУЕМОГО ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОДНОВРЕМЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ ТРЕХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В.Е.Костюк, канд. техн. наук, Е.И.Кирилаш, Д.Ю.Коновалова
(Национальный аэрокосмический ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина),
Р.В.Артюх, О.Г.Зарница, В.А.Омельчук (ЮжгипроНИИавиапром, Украина),
В.Ф.Ситало, В.М.Пархисенко (ПАО «Мотор Сич», Украина)

Приведены результаты численного моделирования пространственной структуры течения воздушного потока в реконструируемом боксе для испытаний трех авиационных ГТД одновременно.

Ключевые слова: испытания авиационных ГТД, аэродинамика бокса, численное моделирование, неравномерность распределения полного давления.

NUMERICAL INVESTIGATION OF AERODYNAMIC CONDITIONS IN A TEST CELL
RECONSTRUCTED FOR SIMULTANEOUS TESTS OF THREE GAS TURBINE ENGINES.

V.E.Kostyuk, Cand. Techn.Sc, E.I.Kirilash, D.Yu.Konovalova, R.V.Artyuh, O.G.Zarnitsa,
V.A.Omel'chuk, V.F.Sitalo, V.M.Parhisenko.

Results of numerical simulation of a space structure of the air flow inside a cell being reconstructed for simultaneous testing of three aircraft gas turbine engines are presented.

Keywords: aircraft gas turbine engine test, test cell aerodynamics, numerical simulation, nonuniformity of total pressure distribution.

Боксы для испытания авиационных ГТД представляют собой сложные сооружения, создание которых связано с большими затратами труда и финансовых средств. Чтобы максимально сократить эти затраты, боксы проектируют в соответствии с ОСТ 101021–93 [1] и в дальнейшем реконструируют по мере необходимости.

Для испытания необходимого числа двигателей типа АИ-222-25 перед ПАО «Мотор Сич» встала задача наращивания производственных мощностей. Специалистами предприятия предложен план реконструкции бокса 3 испытательного цеха, где ранее испытывались турбореактивные двигатели Д-18Т с большой степенью двухконтурности. Это дает возможность одновременного проведения испытаний до трех двигателей типа АИ-222-25 всех модификаций, включая форсажную. Для этого в боксе 3 в дополнение к существующему испытательному станку следует установить еще два, разместив их на полу во встраиваемых боксах 3А и 3Б. Реконструированный бокс 3 предназначен для испытания двигателей АИ-222-25, АИ-222К-25 и АИ-222К-25Ф. Встраиваемые боксы 3А и 3Б предназначены лишь для испытания бесфорсажных модификаций.

Исследования аэродинамики испытательных боксов выполняются для проверки соответствия их аэродинамических характеристик требованиям отраслевого стандарта [1] и частного технического задания, для чего применяются экспериментальные и расчетные методы. Последние позволяют оценить характеристики бокса до проведения реального испытания двигателя. Для определения большинства характеристик

достаточно расчета в одномерной постановке. Однако подробную структуру течения и локальные параметры (неравномерность распределения давления перед входным устройством двигателя, температура элементов конструкции бокса и т.п.) можно определить только расчетом в трехмерной постановке методами вычислительной аэрогидродинамики. Такими методами в работе [2] исследована проблема возникновения вихрей на входе в двигатель во время его испытания, а в работе [3] оценено влияние нового двигателя на аэродинамические характеристики существующего испытательного бокса, предложены конструктивные модификации, улучшающие условия на входе в двигатель.

Размещение боксов 3А и 3Б непосредственно в проточной части бокса 3 искажает структуру течения воздушного потока перед каждым из двигателей, а от этой структуры зависит устойчивая работа компрессора и соответственно безотказная работа всего двигателя. Отраслевой стандарт [1] содержит требование: «неравномерность распределения давления перед входным устройством двигателя не должна превышать 10 % от потери полного давления в боксе в сечении не ближе трех калибров двигателя и 2 % от измеряемых перепадов давления в мерном сечении входного устройства двигателя». Однако стандарт [1] не дает указания на конкретный способ определения неравномерности. В работе [3] неравномерность оценивалась как разность между полными давлениями, осредненными по всему сечению входного устройства и по его шестидесятиградусному сектору, отнесенная к среднему скоростному напору.

Авторами численно исследованы неравномерности распределения полного давления перед входными устройствами испытываемых двигателей при различных способах оценки данного параметра и вариантах одновременной работы двигателей в реконструированном боксе.

Метод численного исследования. В проточной части реконструированного бокса (рис. 1) поток атмосферного воздуха, всасываемый во входную шахту 1, поворачивается, выравнивается направляющими лопатками 2 и проходит между щитами общей системы шумоглушения 3. Затем поток разделяется на три части: одна из них 4 поступает в бокс 3, а две другие 5, 6 – в боксы 3А и 3Б, проходя через их индивидуальные системы шумоглушения 7. Суммарный расход воздуха через реконструированный бокс складывается из расходов через двигателя и расходов, эжектируемых реактивными струями. Так как площади поперечных сечений боксов 3А и 3Б ограничены, выхлопные части их оборудованы шахтами подсоса вспомогательного воздуха 8 с системами шумоглушения 9. Отработанные газы 10 двигателя, установленного в боксе 3, поступают в эжекторную трубу 11 и удаляются в атмосферу через выхлопную шахту 12, оборудованную системой шумоглушения 13. Отработанные двигателями 14, установленными в боксах 3А и 3Б, газы проходят через эжекторные трубы первой ступени 15, смешиваются в эжекторных трубах второй ступени 16 с воздухом, поступаю-

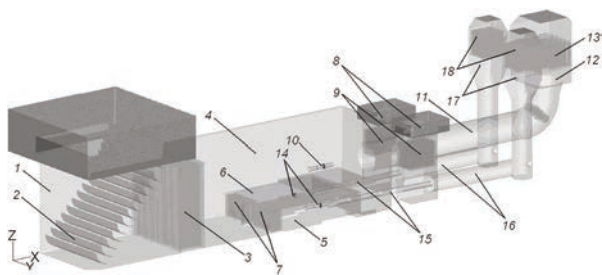


Рис. 1. Твердотельная модель проточной части реконструированного бокса

щим из шахт подсоса 8, и удаляются в атмосферу через индивидуальные выхлопные шахты 12, также оборудованные системами шумоглушения 13.

Трехмерное сжимаемое турбулентное квазистационарное течение воздуха, газа и газоздушной смеси в проточной части бокса моделировалось с помощью системы дифференциальных уравнений в частных производных Навье–Стокса и энергии, осредненных по Рейнольдсу. Система замыкалась моделью турбулентности $k-\epsilon$ [4]. Связь между температурой, давлением и плотностью среды устанавливалась уравнением состояния идеального газа. При этом пренебрегали различием удельных теплоемкостей и молекулярных масс газа и воздуха, зависимостью удельной теплоемкости газа от температуры, теплотой от догорания форсажного топлива за реактивным соплом двигателя АИ-222К-25Ф, и теплопроводностью стенок, ограничивающих проточную часть бокса. Для учета пограничных слоев, не разрешаемых сеткой, использовались эмпирические пристеночные функции. Система дифференциальных уравнений в частных производных (ДУЧП) дополнялась граничными условиями, соответствовавшими максимальным режимам работы двигателей при проведении испытаний.

Расчетная область, охватывавшая зеркально симметричную половину проточной части бокса 3 с установленным в нем двигателем АИ-222К-25Ф и бокс 3А (3Б) с установленным двигателем АИ-222К-25, покрывалась гибридной сеткой, состоящей из нескольких миллионов гексаэдрических и тетраэдрических ячеек.

Дискретизацию ДУЧП выполняли методом контрольного объема с применением алгоритма коррекции давления SIMPLE [5]. Получившуюся в результате систему алгебраических уравнений решали итерационным методом.

Верификация математической модели была выполнена по результатам измерений анеморумбометрами локальных скоростей потока воздуха при испытании двигателя АИ-222К-25 в боксе 3 до его реконструкции. Анеморумбометры устанавливались в плоскости xOy на расстоянии 1500 мм вверх по течению от входного защитного устройства двигателя: один – на оси двигателя, другой – на расстоянии 300 мм от стенки бокса. Сравнение экспериментальных данных с расчетными, скорректированными исходя из допущения о десятипроцентном загромождении поперечного сечения проточной части бокса мелкими деталями, не разрешенными расчетной сеткой (см. таблицу), показали, что результаты численного расчета хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Место установки датчика	Скорость потока воздуха, м/с,		Относительное различие, %
	экспериментальная	расчетная	
На оси двигателя	4,7	4,5	-4,4
Возле стенки бокса	3,1	3,1	0

Исследование неравномерности распределения полного давления перед входным устройством двигателя АИ-222К-25, испытываемого в боксе 3 до его реконструкции. Распределение полного давления перед входным устройством двигателя АИ-222К-25 определялось вдоль горизонтальной линии, расположенной в плоскости xOy симметрии двигателя, вдоль вертикальной линии, расположенной в плоскости zOx симметрии двигателя, и вдоль диагональной линии, принадлежащих плоскости zOy , отстоящей вверх по течению от входного устройства на 5000 мм. Линии включали по 1000 точек каждая.

Относительное полное давление воздушного потока перед входным устройством двигателя вычислялось по формуле

$$\bar{p} = p_i^* / |p_{cp}^*|, \quad (1)$$

где p_i^* – избыточное полное давление, определяемое в i -й точке, принадлежащей одной линии; p_{cp}^* – среднее избыточное полное давление, определяемое по множеству точек, принадлежащих одной линии.

Распределение относительного полного давления вдоль центральной части горизонтальной линии наиболее близко к равномерному. Возле стен бокса полное давление ниже, чем в его центре. Распределение относительного полного давления вдоль диагональной линии показывает наличие областей пониженного полного давления в углах и в верхней части поперечного сечения бокса. Распределение относительного полного давления вдоль вертикальной линии характеризуется наибольшими амплитудой и абсолютными значениями (рис. 2). Поэтому далее оценивалась вертикальная неравномерность распределения полного давления перед входными устройствами двигателей как доминирующая.

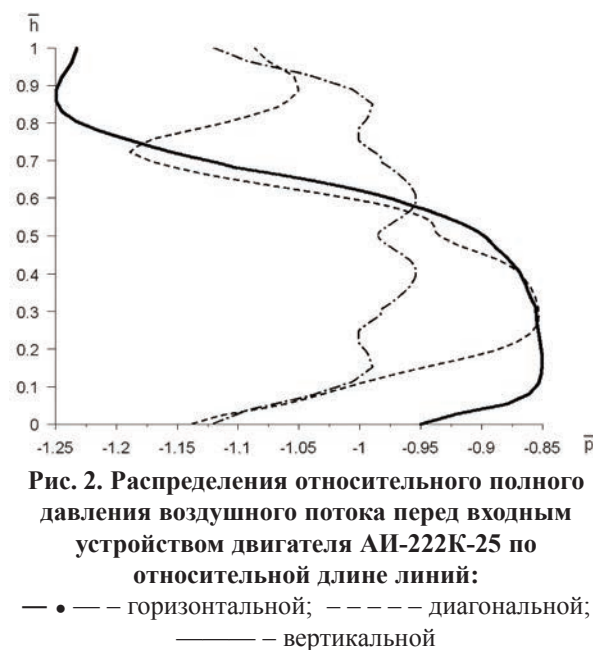


Рис. 2. Распределения относительного полного давления воздушного потока перед входным устройством двигателя АИ-222К-25 по относительной длине линий:
 — • — — горизонтальной; — — — — диагональной;
 — — — — — вертикальной

Исследование в реконструированном боксе вертикальной неравномерности распределения полного давления перед входными устройствами двигателей. В реконструированном боксе могут проводиться испытания до трех двигателей АИ-222К-25 одновременно. Очевидно, в зависимости от вариантов их включения будет изменяться аэродинамика бокса.

Для оценки изменений в аэродинамике реконструированного бокса были выполнены расчеты течения воздуха, газа и газозвушной смеси в его проточной части при следующих вариантах включения двигателей:

– в боксе 3 работает двигатель АИ-222К-25Ф, в боксах 3А и 3Б – двигатели АИ-222К-25 (вариант 1);

– в боксе 3 работает двигатель АИ-222К-25Ф, в боксах 3А и 3Б двигатели АИ-222К-25 не работают, ворота боксов закрыты (вариант 2);

– в боксе 3 двигатель АИ-222К-25Ф не работает, в боксах 3А и 3Б работают двигатели АИ-222К-25 (вариант 3).

Результаты расчетов показали различную структуру течения (рис. 3) и различное распределение полного давления воздушного потока (рис. 4) перед входными устройствами двигателей в зависимости от варианта их включения. При одновременном проведении испытаний трех двигателей в реконструированном боксе воздушный поток перед входным устройством двигателя АИ-222К-25Ф более равномерен, чем при испытании одного двигателя АИ-222К-25Ф в боксе 3 (см. рис. 4,а). При закрытии ворот боксов 3А и 3Б перед ними образуется застойная зона, и линии тока значительно искривляются (см. рис. 3,б), что приводит к увеличению неравномерности распределения полного давления перед входным устройством двигателя АИ-222К-25Ф. При одновременном

проведении испытаний трех двигателей воздушный поток перед входными устройствами двигателей АИ-222К-25, установленных в боксах 3А и 3Б, более равномерен, чем при выключенном двигателе АИ-222К-25Ф (см. рис. 4,б). В первом случае полные давления в точках вертикальной линии близки к среднему. Во втором случае в боксе 3 образуется обширная застойная зона, и линии тока в боксах 3А и 3Б значительно искривляются (см. рис. 3,в), что приводит к увеличению неравномерности распределения полного давления перед входными устройствами двигателей АИ-222К-25.

Установлено, что неравномерность распределения полного давления воздушного потока перед входными устройствами дви-

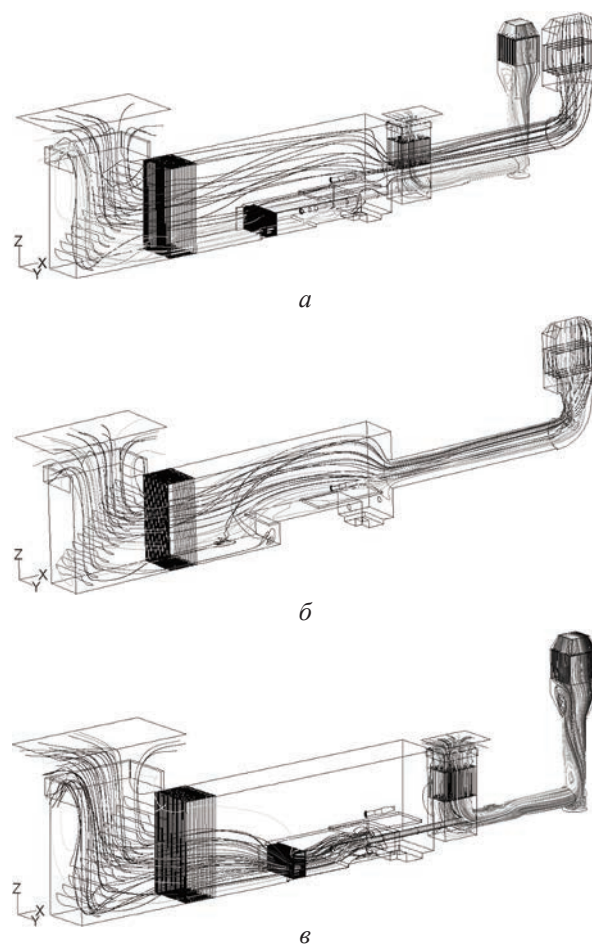


Рис. 3. Линии тока при вариантах включения двигателей:
а – вариант 1; б – вариант 2; в – вариант 3

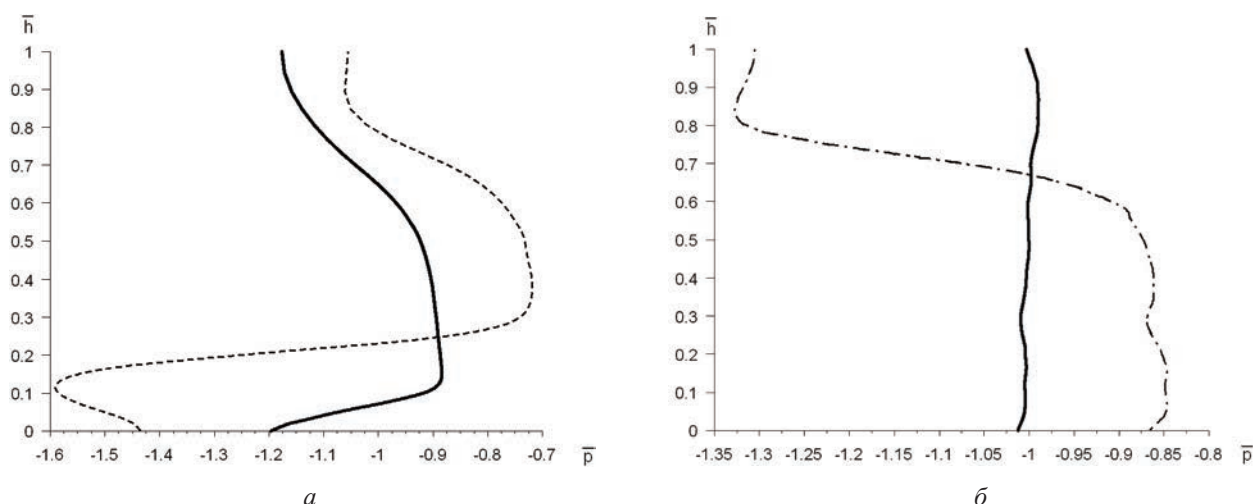


Рис. 4. Распределения относительного полного давления воздушного потока перед входными устройствами двигателей АИ-222К-25Ф (а) и АИ-222К-25 (б) по относительной длине вертикальных линий при вариантах включения двигателей:
 ———— вариант 1; - - - - - вариант 2; — • — вариант 3

гателей, испытываемых в реконструированном боксе, существенно зависит от вариантов их включения.

Итак, трехмерный аэрогазодинамический расчет бокса позволяет определить пространственную структуру течения, неравномерность распределения полного давления воздушного потока и температуру элементов конструкции бокса. Выполненные расчеты показали, что структура течения в проточной части бокса до и после его реконструкции характеризуется преимущественно вертикальной неравномерностью распределения полного давления воздушного потока перед входным устройством двигателя, которая минимальна при одновременной работе трех двигателей.

ЛИТЕРАТУРА

1. ОСТ 101021–93. Стенды для испытаний авиационных ГТД в наземных условиях. Общие технические требования.
2. **Ho W.H.** Validated CFD simulations of vortex formation in jet engine test cells / W.H. Ho, M. Jermy // 16th Australasian Fluid Mechanics Conference Proceedings. – Gold Coast, Australia. – 2007 (December 2–7). P. 1102–1107.
3. Numerical Investigation of the Aerodynamic Conditions inside a Sea Level Jet Engine Test Facility Operating a Modern Jet Engine / B. Muth, S. Bindl, N. Opterwinkel, R. Niehuis // Proceedings of the XIX International Symposium on Air Breathing Engines. – Montreal, Canada. – 2009 (September 7–11; ISABE-2009–1214).
4. A New Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows Model Development and Validation / T.-H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, J. Zhu // Computers Fluids. 1995. No. 24(3). P. 227–238.
5. **Приходько А.А.** Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и тепломассообмене. Киев: Наукова думка, 2003. 379 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ТВЕРДОСМАЗОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ПОВЕРХНОСТЯХ ПАР ТРЕНИЯ, ПОДВЕРГНУТЫХ МЕХАНИЧЕСКОЙ И ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ

П.Н.Хопин, канд. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского)

Проведено исследование эффективности различных методов предварительной обработки основы перед нанесением твердосмазочных покрытий. Рассмотрено применение карбонитрирования и сульфонитрирования при обдувке стеклянными микрошариками и перекрестном шлифовании подложки.

Ключевые слова: твердосмазочные покрытия, карбонитрирование, сульфонитрирование, предельные режимы трения.

ANALYSIS OF SERVICEABILITY OF SOLID LUBRICATING COATINGS AT SURFACES
OF FRICTION PAIRS SUBJECTED TO MECHANICAL AND CHEMICOTHERMAL PROCESSING.

P.N.Khopin, Cand.Techn.Sc.

Efficiency of various methods of preprocessing basic material prior to the application of solid lubricating coatings has been analyzed. The use of carbonitriding and sulfonitriding while blasting with glass microballs and substrate cross grinding are considered.

Keywords: solid lubricating coatings, carbonitriding, sulfonitriding, limiting modes of friction.

Твердые смазочные покрытия (ТСП) широко используются в различных узлах трения летательных аппаратов и других механизмов, функционирующих в условиях вакуума, радиации, экстремальных нагрузок, низких скоростей скольжения, трения и в условиях фреттинг-износа [1].

Технологическими факторами, влияющими на работоспособность пар трения с ТСП, являются состав наносимого покрытия, режимы нанесения и качество контактных поверхностей трения (вид и режимы предварительной механической и термохимической обработки материала основы и контртела). По данным ряда исследователей [2, 3],

повышенная твердость материала основы (достигнутая, например, путем термодиффузионного хромирования с последующей нитридизацией для нержавеющей сталей [4]) приводит к улучшению антифрикционных характеристик пар трения с ТСП.

Перспективные методы предварительной обработки основы материала

Карбонитрирование (КН) – вид химико-термической обработки, заключающейся в комбинированном диффузионном насыщении поверхностного слоя металла (изделия) азотом и углеродом, что приводит к образованию слоя, содержащего карбиды, нитри-

ды или карбонитриды. Под этим слоем находится обогащенный азотом диффузионный слой. КН предназначено для повышения твердости поверхности металлов, повышения усталостной прочности на 50–80%. Метод часто применяется для недорогой, легко обрабатываемой низкоуглеродистой стали, чтобы придать ее поверхности свойства более дорогих и сложных в обработке марок стали. HRC поверхности карбонитрированной стали составляет от 55 до 62.

Сульфонитрирование (СН) – вид химико-термической обработки, цель которой – внедрение сульфидов в азотированный слой. Обработанные таким методом изделия имеют одинаковую с азотированными изделиями износостойкость. Однако их характеристики по приработке поверхностей лучше, а склонность к схватыванию и задирам меньше.

На первом этапе работы оценивалась эффективность методов КН и СН для предварительной обработки основы перед нанесением ТСП.

Материал образцов – сталь 45, 16MnCr5, 30CrMoV9, С60, закаленная до HV₃₀ 300–415, HV₃₀ 500, HV₃₀ 700–800, а также сталь 45 в нормализованном состоянии – HV₃₀ 200. Карбонитрирование осуществлялось при 590 °С в течение 4 ч в среде NH₃ + городской газ. Сульфонитрирование проводили при 590 °С в течение 4 ч в среде NH₃ + городской газ + тиокарбамид (в воде). Исследовались ТСП немецкого производства YgDE 614/04 и Molikote 7409 при различной обработке основы: обдувке стеклянными микрошариками \varnothing 0,3–0,4 мм (шероховатость поверхности Ra = 1–1,2 мкм) и перекрестном шлифовании.

Испытания ТСП проводились на стенде «шайба – диск» (рис. 1). В державке 1 устанавливался верхний цилиндрический контрообразец 2, который при трении взаимодействовал с нижним дисковым образцом 3. Нагрузка в контакте N передавалась посред-

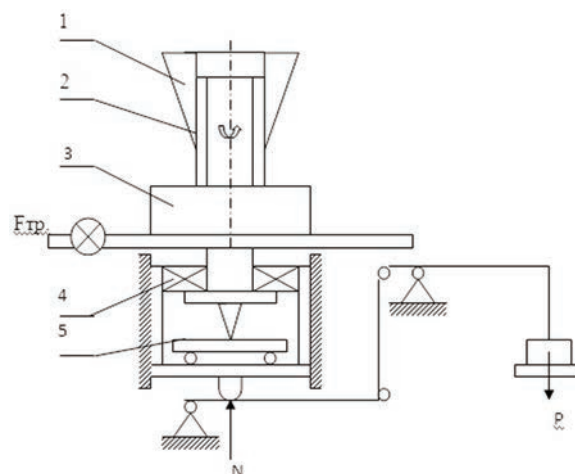


Рис. 1. Схема трения испытательного стенда «шайба – диск»

ством грузов P через систему рычагов. Взаимная установка образцов достигалась благодаря применению упорного шарикоподшипника 5 и качающегося роликоподшипника 4. При вращении от привода верхнего образца со скоростью V возникает сила трения $F_{тр}$.

Диапазон непрерывного изменения оборотов стенда $n = 0–400$ об/мин, контактная нагрузка $N = 0–16000$ Н.

Для стенда «шайба – диск» автором было разработано приспособление для непрерывного измерения коэффициента трения $f_{тр}$. Возникающая при трении верхнего 2 и нижнего 3 образцов сила трения воздействовала через валик на упругую балку, деформация которой фиксировалась индуктивным датчиком пути, сигнал от которого через усилитель выводился на измерительный потенциометр.

Для непрерывного измерения температуры трения в процессе испытаний была использована разработанная автором методика [5]. Схема комплекса для измерения теплофрикционного состояния пары трения представлена на рис. 2.

Для крепления термопары в нижнем образце (НО) в непосредственной близости от поверхности предусмотрены отверстия. Спай термопар прижимается к поверхности с помощью винта М4 снизу. От проворачивания нижний образец фиксируется тремя

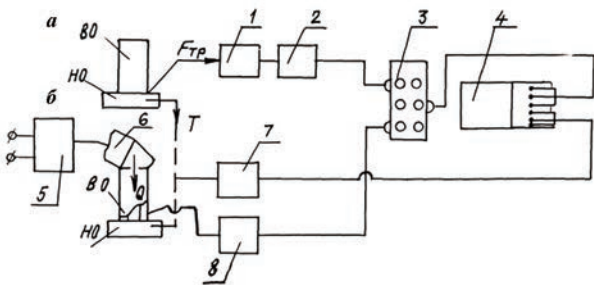


Рис. 2. Комплекс для непрерывного измерения теплофрикционного состояния пары трения на стенде «шайба – диск» при испытаниях (а) и в режиме тарировки (б):

- 1 – индуктивный датчик пути IWT 202;
- 2 – усилитель ТурМКV-16; 3 – переключатель MS 30-216 «Schmidt»; 4 – универсальный измерительный прибор UM111; 5 – трансформатор;
- 6 – паяльник; 7, 8 – оболочковые термопары

штифтами $\varnothing 3$ мм, верхний образец – одним штифтом по пазу.

Результаты исследований ТСП после предварительного карбонитрирования основы при HV₃₀ 415 верхнего образца (ВО) представлены на рис. 3. Анализ показал, что обработка основы стеклянными микрошариками перед нанесением ТСП, хотя и проводилась до шероховатости, близкой к оптимальной Ra = 1 – 1,2 мкм, была неудовлетворительной, так как долговечность ТСП оставалась незначительной. По-видимому, это

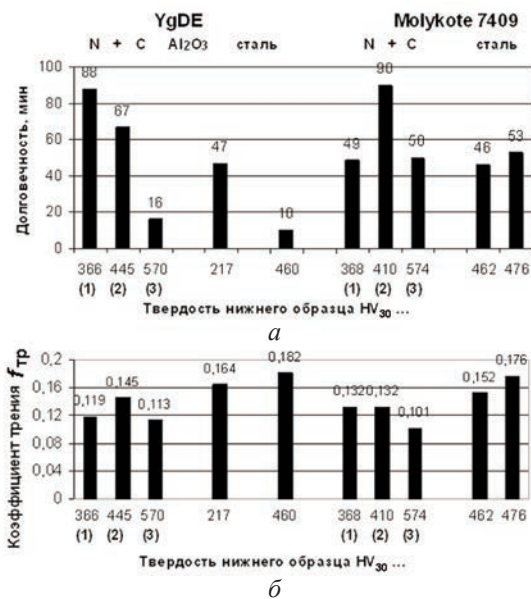


Рис. 3. Результаты испытаний ТСП с различными подслоями при HV₃₀ ВО 415 (обработка основы стеклянными микрошариками):
(1) – сталь 45, (2) – 16MnCr5; (3) – 30CrMoV9

вызвано тем, что характер полученных микронеровностей после обработки микрошариками определяется конфигурацией шариков и представляет собой углубления округлой формы с тонкими выступами неровностей. Поэтому данный профиль не обладает высокой несущей способностью в отличие от профиля, образованного после обдувки электрокорундом.

Выбранные режимы испытаний позволили сравнить долговечность и коэффициент трения $f_{тр}$ различных видов предварительной обработки.

Анализ данных, представленных на рис. 3, показал, что при более высокой твердости верхнего образца (HV₃₀ 415) наибольшую долговечность имеют нижние образцы, подвергнутые карбонитрированию до твердости, близкой к твердости верхнего образца. Значения коэффициентов трения $f_{тр}$ рас-

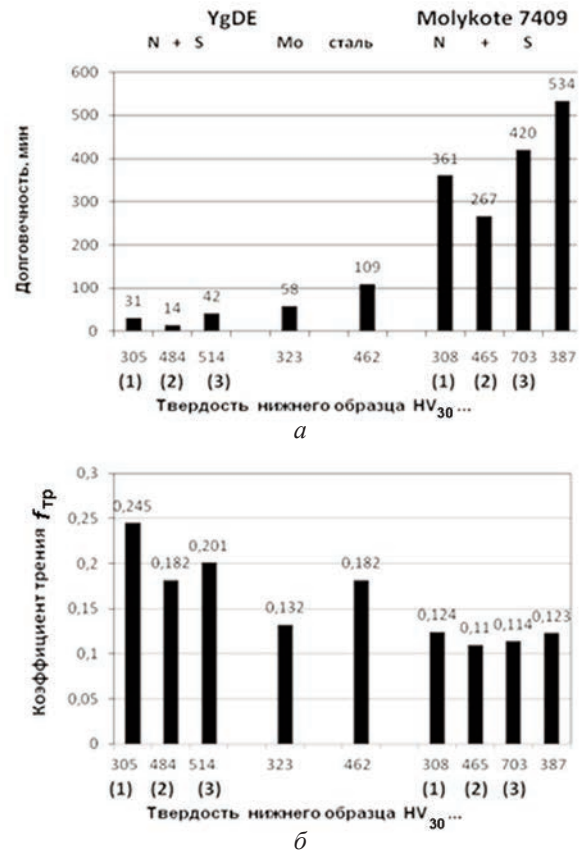


Рис. 4. Результаты испытаний ТСП с различными подслоями при HV₃₀ ВО = 415 (обработка основы перекрестным шлифованием):
из стали 45 (1); из 16MnCr5 (2); из 30CrMoV9 (3)

смаатриваемых сопряжений находятся в пределах 0,101–0,182.

На рис. 4 представлены результаты испытаний ТСП с различными подслоями при $HV_{30\text{ BO}} 415$ после сульфонитрирования основы. Очевидно, что обработка перекрестным шлифованием эффективнее обдувки стеклянными микрошариками. Этот эффект проявлялся для ТСП Molikote 7409 и не наблюдался для ТСП YgDE.

Для ТСП Molikote 7409 долговечность составляла 267–534 мин (причем, в последнем опыте ТСП до конца не было выработано) при значениях коэффициента трения 0,110–0,124. Наибольшую долговечность показало ТСП Molikote 7409, нанесенное на образцы, изготовленные из стали 45 твердостью $HV_{30\text{ HO}} 387$, при твердости верхнего образца $HV_{30\text{ BO}} 415$, то есть при близких значениях твердости сопряжения.

Долговечность для ТСП YgDE составила 14–109 мин при значениях коэффициента трения 0,132–0,245 (предварительная обработка сталей сульфонитрированием не дала эффекта).

На втором этапе производилась оценка предельных режимов трения для рассматриваемых ТСП при различной обработке основы перед нанесением ТСП (рис. 5). Большой нагрузочной способностью обладают металлические поверхности, обработанные до оптимальных значений шероховатости перекрестным шлифованием. В одном случае ТСП Molikote 7409 оказалось работоспособным при удельном давлении $P = 114,6$ МПа ($N = 1,5$ т) и $T_{\text{тр}} = 105$ °С (рис. 5, поз. 3), а в другом случае покрытие вышло из строя лишь после достижения удельного давления $P = 116,7$ МПа ($N = 1,6$ т) при $T_{\text{тр}} = 71$ °С. Когда предварительная обработка основы производилась стеклянными микрошариками, предельным было давление $P = 38,2$ МПа ($N = 1,21$ т) при $T_{\text{тр}} = 52$ °С. Следует отметить, что при высоких удельных давлениях имеющиеся в конструкции стенда «шайба–диск» погрешности самоупста-

новки образцов проявляются более заметно.

Проведенными исследованиями установлено, что при обработке основы стеклянными микрошариками перед нанесением ТСП, хотя и проводимой до шероховатости, близкой к оптимальной $Ra = 1–1,2$ мкм, долговечность ТСП незначительна. Это вызвано, по-видимому, тем, что характер полученных микронеровностей определяется конфигурацией шариков и представляет собой углубления округлой формы с тонкими выступами неровностей, имеющих низкую несущую способность. При более высокой твердости верхнего образца ($HV_{30} 415$) наибольшую долговечность показывают нижние образцы, подвергнутые карбонитрированию до твердости, близкой к твердости верхнего образца. Обработка перекрестным шлифованием более эффективна для ТСП Molikote 7409. Наибольшую долговечность обнаружило ТСП Molikote 7409, нанесенное на образцы из стали 45 твердостью

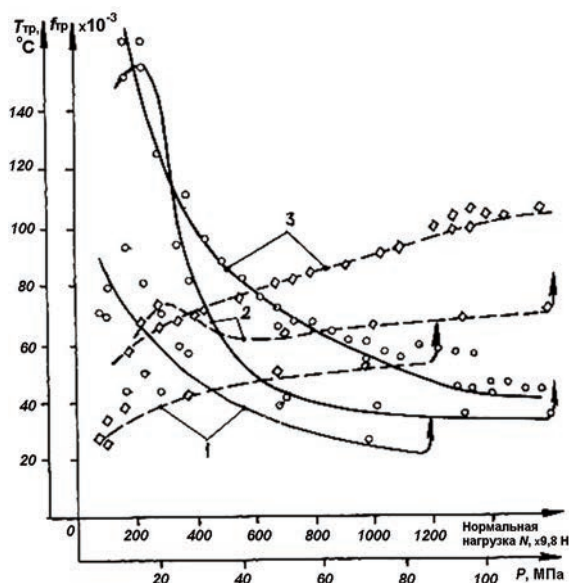


Рис. 5. Графики изменения $f_{\text{тр}}$ (—) и температуры при трении $T_{\text{тр}}$ (----) образцов из закаленной стали С60 с ТСП Molikote 7409 до максимальных значений P при скорости 0,11 м/с:

- 1 – обработка основы – обдувка стеклянными микрошариками ($HV_{30\text{ BO}}/ HV_{30\text{ HO}} = 715/769$);
- 2, 3 – обработка основы перекрестным шлифованием ($HV_{30\text{ BO}}/ HV_{30\text{ HO}} = 715/769$)

HV_{30} по 387, подвергнутые предварительному сульфонитрированию, при твердости верхнего образца HV_{30} по 415, то есть при значении, близком твердости сопряжения. При оценке предельных режимов трения установлено, что большей нагрузочной способностью обладают металлические поверхности, обработанные до оптимальных значений шероховатости перекрестным шлифованием. ТСП Molikote 7409 оказалось работоспособным при удельном давлении до $P = 114 - 116$ МПа ($N = 1,5 - 1,6$ т) и $T_{тр} = 105 - 71$ °С соответственно.

Итак, в результате проведенных исследований установлена эффективность обработки основы методом перекрестного шлифования и предварительного сульфонитрирования стальных поверхностей при использовании ТСП Molikote 7409.

ЛИТЕРАТУРА

1. Брейтзэйт Е.Р. Твердые смазочные материалы и антифрикционные покрытия / Пер. с англ. М.: Химия, 1967. 320 с.
2. Трение, изнашивание и смазка. Справочник под ред. И.В. Крагельского и В.В. Алисина. М.: Машиностроение, 1978. Т. 1. С. 288–290.
3. Голего Н.Л. Технологические мероприятия по борьбе с износом в машинах. Москва – Киев, 1961. 96 с.
4. Матвеевский Р.М. Температурная стойкость граничных смазочных слоев и твердых смазочных покрытий при трении металлов и сплавов. М.: Наука, 1971. 228 с.
5. Попов О.В., Хопин П.Н. Методика экспериментального исследования теплового процесса трения на роликовой машине / В сб.: Тр. IV НТК молодых ученых и специалистов МАТИ им. К.Э. Циолковского. Деп. в ЦНТИ "Волна", 1980, № 345/80 (№ Д04609).

О ПРОБЛЕМАХ РАЗРАБОТКИ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ БЛОКОВ СТЕКЛОСОТОПЛАСТОВ

А.М.Крюков, канд. техн. наук, Н.А.Садикова, В.С.Волков, канд. техн. наук, Г.С.Шуль, канд. техн. наук (ОАО «ОНПП «Технология»»)

Рассмотрены аспекты технологии изготовления крупногабаритных блоков сотового наполнителя на основе стеклоткани. Предложено проводить двухстадийное формование пакетов, двукратную пропитку блоков и далее их интенсивную сушку на воздухе.

Ключевые слова: стеклосотопласт, стеклоткань, клеевые полосы, резитол, формование, сотопакет, сотоблок, связующее, пропитка, воздушная сушка.

ON DEVELOPMENT PROBLEMS OF LARGE-SIZE GLASS-FIBER-REINFORCED HONEYCOMB BLOCKS FABRICATION TECHNOLOGY. *A.M.Kryukov, Cand.Techn.Sc, N.A.Sadikova, V.S.Volkov, Cand.Techn.Sc, G.S.Shul', Cand.Techn.Sc.*

The aspects of large-size glass-fiber-reinforced honeycomb block fabrication technology are considered. Two-stage stack molding, double impregnation of the honeycomb blocks with further intense air drying is recommended.

Keywords: glass-fiber-reinforced honeycomb, glass fabric, adhesive stripes, resitol, molding, honeycomb stack, honeycomb block, binder, impregnation, air drying.

Возросшая потребность в стеклосотопластах (ССП) авиационного назначения и значительное расширение области их при-

менения выявили проблему увеличения объемов их производства. Один из путей решения этой проблемы – увеличение габаритов

ритов изготавливаемых за один многостадийный и длительный технологический цикл блоков. Увеличение габаритов сотопанелей приведет также к уменьшению числа стыков в трехслойных конструкциях и, соответственно, сокращению дополнительных трудозатрат, повышению качества выпускаемой продукции.

Авторами разработана технология получения широкого спектра ССП с шестигранными ячейками размерами 2,5; 3,5; 4,2 мм, которые применяются в авиационной технике в качестве заполнителей в панелях пола, киля и агрегатах механизации крыла, а также лобовых обтекателей и звукопоглощающих конструкциях силовых установок самолетов. Разработанные стеклосотовые заполнители внедрены в самолеты Ту-204, Ту-334, Сухой-Суперджет 100, Ан-148, Су-30МКИ и др.

При изготовлении ССП применяются стеклоткани Э1/1-100 (ЭЗ/1-100) (ОАО «Тверьстекловолокно»); Т-24(П) (Полоцкое ПО «Стекловолокно», Республика Беларусь); Э4-80(90) (ОАО «Астраханское стекловолокно») [1].

Технология получения стеклосотопласта включает нанесение клеевых полос на стеклоткань; раскрой стеклоткани с клеевыми полосами и сборку сотопакета; прессование и растяжение сотопакетов; пропитку сотоблоков и их термообработку.

В основе технологии получения ССП лежит процесс нанесения фенолополивинилацетального клея БФ-2 на поверхность стеклоткани, исключающий его проникновение на противоположную сторону материала. Клеевые полосы наносят на специальной установке многорезерным валом, смоченным клеем, в процессе протяжки стеклоткани через установку. На процесс нанесения клеевых полос влияют вязкость клея, натяжение стеклоткани и скорость протяжки. Отсюда и повышенные требования к качеству стеклоткани. Наличие вмятин на руло-

нах, пропуски нитей по основе, неравномерность натяжения нитей основы могут привести к браку.

Основные масштабные факторы, влияющие на технологию получения ССП в виде крупногабаритных блоков, – толщина сотопакетов, определяющаяся числом листов стеклоткани, и высота сотоблоков, которая зависит от длины применяемых листов стеклоткани. Первый фактор влияет на однородность температурного поля внутри пакета при его прессовании, а второй – на равномерность нанесения связующего при пропитке и возможность возникновения термического взрыва в процессе отверждения бакелитового лака ЛБС-1, применяющегося в качестве связующего.

Увеличение габаритов блоков может достигаться как за счет увеличения длины листов стеклоткани, так и за счет увеличения числа листов в сотопакете. Например, при изготовлении ССП с ячейкой размером 2,5 мм в виде блоков длиной 750 мм число листов стеклоткани в пакете должно составлять не менее 350, а при длине 1200 мм – не менее 600. При прессовании такого толстого пакета необходимо обеспечить равномерность температурного поля в его объеме при строгом соблюдении оптимального давления, гарантирующего отсутствие сквозного проникновения клея на обратную сторону стеклоткани и целостность стекловолокна на отвержденных клеевых полосах. При этом температура в периферийных и средних слоях пакета не должна выходить за пределы температуры отверждения клея. Повышение температуры плит пресса выше оптимальной для достижения температуры отверждения клеевых полос центральных слоев стеклоткани влечет за собой перегрев периферийных слоев, что является одной из причин разрушения пакета при его растяжении.

В результате постадийного анализа ранее применяемой технологии было выдвинуто

предположение, что с возрастанием толщины пакета увеличивается вероятность существования в нем недоотвержденных клеевых полос после прессования. Эти клеевые полосы по химическому состоянию представляют собой резит с включением некоторой доли резитола. Резитолы нерастворимы и неплавки, но способны набухать в некоторых растворителях (этиловый спирт, ацетон) и размягчаться при нагревании. Набухание недоотвержденных клеевых полос может происходить под воздействием растворителя связующего как на стадии пропитки, так и на стадии воздушной сушки, которая осуществляется в течение суток в условиях естественной конвекции. В дальнейшем в процессе термической сушки эти клеевые соединения, размягчаясь, разрушаются под воздействием растягивающих и термических напряжений. Разрушение 3 – 5 клеевых полос способно вызвать потерю сотового блока, который в зависимости от величины грани ячейки включает в себя 13000 – 27000 клеевых полос. В данном случае идентичность природы клея и связующего выступает в качестве усугубляющего фактора, поскольку необходимо применять один и тот же растворитель.

Выявленная проблема решалась по двум направлениям:

- снижение вероятности появления недоотвержденных клеевых полос в пакете после стадии его прессования;

- минимизация влияния растворителя связующего на недоотвержденные клеевые полосы.

В первом случае предложен отдельный режим формования пакетов. Первую стадию, включающую склеивание листов между собой и последующее отверждение клеевых полос, проводили в прессе с обогреваемыми плитами, причем было увеличено время выдержки прессования при низких температурах. На второй стадии, когда пакеты в свободноповешенном состоянии по-

мещали в термостат, осуществлялось окончательное отверждение клеевых полос. При этом одинаковые условия отверждения клеевых полос на разных листах в пакете достигаются за счет полного удаления летучих из клеевых полос при высокой температуре и равномерного прогрева пакета по объему. Это обеспечивает полное отверждение клеевых полос по всему объему сотового блока, увеличивает межслойную прочность сотового блока и сводит к минимуму вероятность разрыва его при растягивании пакета, пропитке, воздушной и температурной сушке или термоотверждении [2].

В качестве более эффективного варианта технологии двухстадийного формования пакетов при изготовлении стеклосот марки ССП-1-2,5 на заключительной стадии термообработки не пакеты, а уже растянутые блоки [3].

Экспериментально установлены некоторые особенности технологии на стадии пропитки крупногабаритных блоков. Наиболее оптимальной является двукратная пропитка сотовых блоков раствором связующего определенной вязкости (12 – 13 с по вискозиметру ВЗ-246 с соплом диаметром 6 мм). Однократная пропитка связующим более высокой вязкости приводит к большому разбросу свойств ССП по высоте блоков, а трехкратная пропитка связующим меньшей вязкости – к получению ССП с завышенными показателями плотности [4].

Воздушная сушка сотовых блоков после их пропитки связующим также способствует оптимизации технологических режимов, позволяющих исключить набухание недоотвержденных клеевых полос и обеспечить равномерность нанесения связующего по всему объему сотового блока.

Предложенная и внедренная авторами интенсивная сушка блоков на воздухе, которую осуществляли при продувке каналов ячеек ССП воздухом с помощью специально организованного за счет вытяжной вентиля-

ции потока, сократила длительность операции в 10 раз. При таком способе сушки разрывы сотоблоков прекратились [5].

Все названные технологические приемы позволили получить стеклосотоблоки с равномерным нанесом связующего по высоте ячеек и предотвратить разрушение блоков в процессе их пропитки и последующего отверждения.

Разработанная на основе проведенных исследований технология изготовления крупногабаритных блоков размером 1200×650×330 мм стеклосотопластов ССП-1 и ССП-1П позволила сократить на 20 % длительность общего цикла производства данных изделий. Установлено, что стеклосотопласты, полученные по разработанной технологии, не уступают по своим характеристикам широко применяющимся в отечественной промышленности сотовым заполнителям на основе арамидных бумаг, а также имеют значения, близкие с зарубежными сотами на основе стеклоткани (тип HRP) и арамидной бумаги «Номекс» (тип AI).

Все разработанные технологические процессы реализуются при производстве крупногабаритных стеклосотопластов марок ССП-1-2,5, ССП-1-3,5, ССП-1-4,2, ССП-1П-2,5, ССП-1П-3,5 и ССП-1П-4,2 для авиационной промышленности.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Волков В.С., Борисова С.И., Крюков А.М., Разумовский В.А.** Сотовые заполнители на основе стеклоткани // Наука – производству. 1999. № 9. С. 60–63.
2. **Пат. 2272712 РФ.** Способ изготовления сотового заполнителя / В.С. Волков, В.А. Разумовский, А.М. Крюков, Н.А. Садикова. Оpubл. 27.03.2006 г.
3. **Пат. 2383439 РФ.** Способ изготовления сотового заполнителя / А.М. Крюков, В.А. Разумовский, В.С. Волков, И.В. Кулагина, Н.А. Садикова. Оpubл. 10.03.2010 г.
4. **Бухаров С.В., Крюков А.М., Волков В.С., Садикова Н.А., Шуль Г.С.** Пропитка крупногабаритных стеклосотопластов // Пластические массы. 2009. № 9. С. 37–40.
5. **Пат. 2337007 РФ.** Способ изготовления сотового заполнителя / В.А. Разумовский, В.С. Волков, А.М. Крюков, Г.С. Шуль. Оpubл. 27.10.2008 г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТИ КОНСТРУКЦИОННЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ПОСЛЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

*Л.М.Петров, докт. техн. наук, В.В.Плихунов, канд. техн. наук
(ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)*

Предложен метод определения энергетического состояния поверхности, позволяющий проводить сравнительный анализ энергетики поверхности после технологических воздействий, что обеспечивает разработку обоснованных режимов поверхностной обработки.

Ключевые слова: энергетическое состояние поверхности, приведенный поверхностный потенциал, вакуумная ионно-плазменная обработка, анизотропия энергетических свойств поверхности.

EVALUATION OF THE SURFACE ENERGY STATE OF THE STRUCTURAL METAL MATERIALS AFTER PROCESSING EFFECTS. *L.M.Petrov, Dr.Techn.Sc, V.V.Plikhunov, Cand.Techn.Sc.*

The article presents a method for evaluation of the surface energy state that allows of performing comparative analysis of the surface energy after processing effects. It provides for development of the justified modes of surface treatment.

Keywords: surface energy state, reduced surface potential, vacuum ion-plasma processing, surface electric anisotropy.

Применение различных методов и технологий поверхностной обработки позволяет формировать новые свойства поверхностного слоя конструкционных металлических материалов. Создаваемые физико-химические и эксплуатационные свойства поверхностных слоев существенно отличаются от свойств материала основы. Формируемые поверхностные композиты позволяют обеспечивать работоспособность изделий в различных условиях эксплуатации, включая экстремальные.

Одним из широко применяемых технологических методов поверхностной обработки, способствующих повышению работоспособности деталей авиационной и машиностроительной техники, является метод вакуумной ионно-плазменной (ВИП) обработки. Метод позволяет формировать внешние и внутренние покрытия с помощью широкой гаммы технологических воздействий, осуществляемых плазменными потоками.

Обеспечение необходимого уровня эксплуатационных свойств при ВИП обработке достигается путем изменения структуры обрабатываемой поверхности конструкционных металлических материалов при воздействии на нее высокоэнергетических потоков газовой и металлической плазмы. Это приводит к изменению энергетического состояния поверхностного слоя, исследование которого на различных этапах ВИП обработки весьма актуально для оценки эффективности технологических воздействий плазменных потоков и качества создаваемых покрытий. В работах [1, 2] отмечалась важность и необходимость исследования энергетического состояния поверхностного слоя в процессах поверхностной обработки, однако в настоящее время изменение энергетического состояния при технологических инструментальных воздействиях, как правило, не учитывается. Связано это, прежде всего, с отсутствием надежного и качественного приборного обеспечения, позволяющего

го оценивать изменение энергетического состояния поверхности на различных этапах технологической обработки.

Анализ применяемых методов контроля энергетического состояния поверхностных слоев при ВИП обработке позволил установить, что наиболее информативным и оперативным методом оценки изменения энергетического состояния поверхностного слоя является метод контактной разности потенциалов как на этапах технологического инструментального воздействия, так и на этапах ВИП обработки. По значению величины поверхностного потенциала до и после осуществления технологических воздействий можно оценить эффективность этих воздействий на обрабатываемую поверхность. Однако устройства, реализующие данный метод, имеют высокую чувствительность к внешним электромагнитным воздействиям и не обеспечивают стабильность измерения значений величины поверхностного потенциала. Поэтому разработано принципиально новое устройство, реализующее данный метод для оценки эффективности технологических воздействий плазменных потоков и контроля качества формируемых покрытий на каждом этапе технологических процессов ВИП обработки. Необходимость получения такой информации возникает в процессе оценки энергетического состояния исходного поверхностного слоя обрабатываемой детали (степени его загрязненности) при выборе способов и режимов очистки, активации поверхности и режимов формирования покрытий [3].

Созданное в «Национальном институте авиационных технологий» (НИАТ) устройство – анализатор энергетического состояния поверхности (АЭСП) [4] позволяет осуществить метод неразрушающего контроля энергетического состояния поверхности конструкционных металлических материалов. Этот метод предусматривает использование способа измерения, устройства для

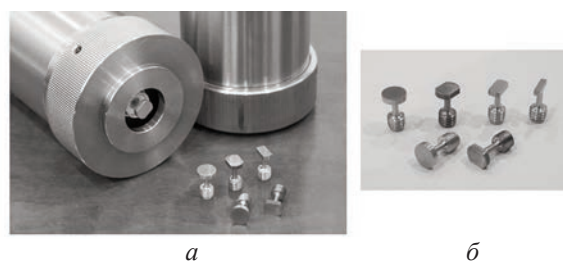


Рис. 1. Анализатор энергетического состояния поверхности (а), сменные датчики (б)

измерения, методики работы с устройством измерения, методики оценки результатов измерения. Принцип работы устройства (рис. 1) основан на том, что контактная разность потенциалов, находящихся в контакте образца и измерительного электрода в момент их разъединения, образует в системе образец – измерительный электрод конденсатор с электрическим зарядом Q . Электрическая схема с обратной связью обеспечивает сохранение величины заряда $Q = \text{const}$ за счет создания компенсационного напряжения V без применения дополнительных источников напряжения. По мере удаления измерительного электрода от образца на расстояние l величина компенсационного напряжения возрастает прямо пропорционально значению l . При постоянной скорости удаления измерительного электрода величина компенсационного напряжения также будет возрастать прямо пропорционально времени t с момента разъединения образца и измерительного электрода. Таким образом, устройство АЭСП позволяет получить график линейной функции $V(t) = At$, где A – постоянная, определяющая угол наклона α прямой $V(t)$ в прямоугольных координатах $V-t$. Отметим, что постоянная A прямо пропорциональна величине заряда Q .

Сравнение энергетического состояния поверхности образцов проводится либо по значению угла α (при этом $Q \sim \text{tg } \alpha$), либо по величине напряжения V , определяемого при заданном значении времени t (например, $t = 200$ мкс). В последнем случае будем называть напряжение V приведенным

поверхностным потенциалом $V_{\text{п}}$, подчеркивая тем самым зависимость его значения от выбранного промежутка времени и технических особенностей конструкции АЭСП, в том числе от размера, материала и скорости перемещения измерительного электрода.

Осуществляя измерения с помощью АЭСП при одинаковых условиях, можно проводить сравнение энергетического состояния поверхности образцов из различных материалов при различных видах обработки. На рис. 2 представлены примеры определения приведенного поверхностного потенциала $V_{\text{п}}$ с помощью АЭСП образца из стали 40Х в процессе ВИП обработки.

Исследования изменений значения $V_{\text{п}}$ в зависимости от состояния поверхности конструкционных металлических материалов позволили выявить закономерности изменений их от технологических инструментальных воздействий и от различного вида поверхностных загрязнений цеховой атмосферы (пыль, пары масел, СОЖ и т.д.). Установлено, что изменения исходного значения $V_{\text{п}}$ указывают на формирование при технологических воздействиях существенных поверхностных барьерных слоев, препятствующих формированию качественных

покрытий с высоким уровнем эксплуатационных свойств [5].

Значение $V_{\text{п}}$ исходных обрабатываемых поверхностей – величина переменная, зависящая от количества и качества технологических воздействий в процессе ВИП обработки. Первичные значения $V_{\text{п}}$ исходной поверхностной структуры обрабатываемой детали формируются в процессе технологических инструментальных воздействий финишной обработки, зависят от ее вида, а также от технологических и межоперационных загрязнений, сопутствующих процессу формообразования деталей. Однако, как показали исследования, абсолютных значений $V_{\text{п}}$, свойственных конкретному виду обработки, получить практически нельзя, так как сопровождающие их адсорбционные процессы способствуют изменению первичных значений $V_{\text{п}}$ и формируют суммарное значение $V_{\text{п}}$, приведенное к конкретным условиям производства деталей. Таким образом, первичное значение $V_{\text{п}}$ обрабатываемой поверхности полностью соответствует структурным изменениям в конкретном производственном цикле изготовления деталей. Это значение можно считать исходным для последующего анализа изменений энергетического состояния этой поверхности

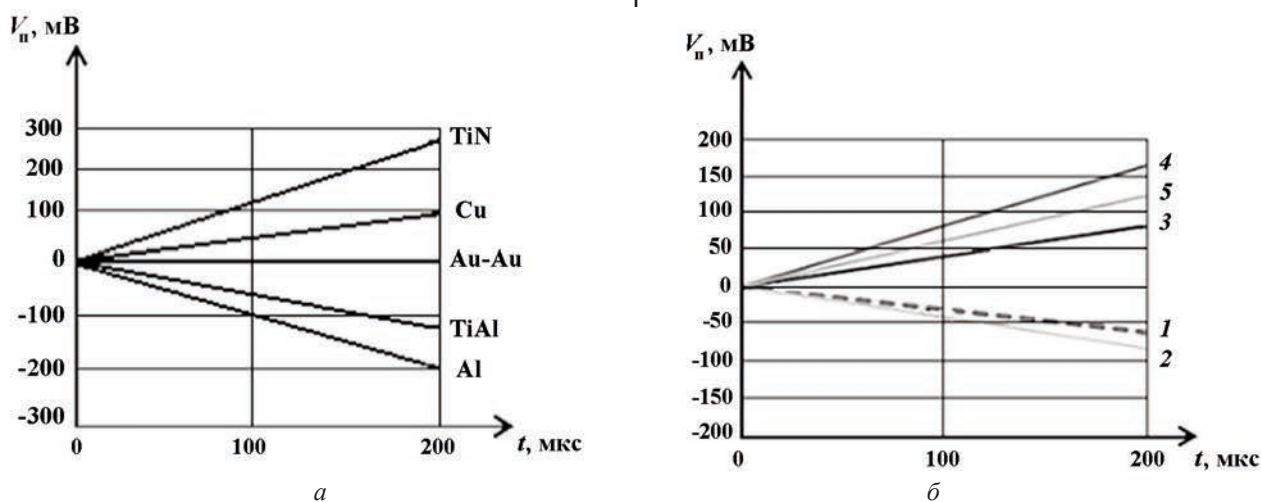


Рис. 2. Характер изменения значений $V_{\text{п}}$ покрытий относительно позолоченного электрода датчика (а) и в зависимости от режимов электронного нагрева с ассистированным осаждением Ti (б):

1 – исходное состояние; 2 – 300 °C (Ti – 1,2 масс. %); 3 – 400 °C (Ti – 2,4 масс. %);

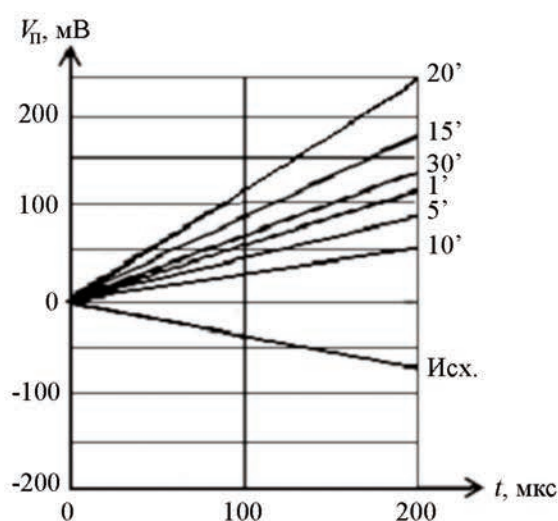
4 – 500 °C (Ti – 4,8 масс. %); 5 – 600 °C (Ti – 5,4 масс. %)

при технологических воздействиях плазменных потоков на этапах процессов ВИП обработки.

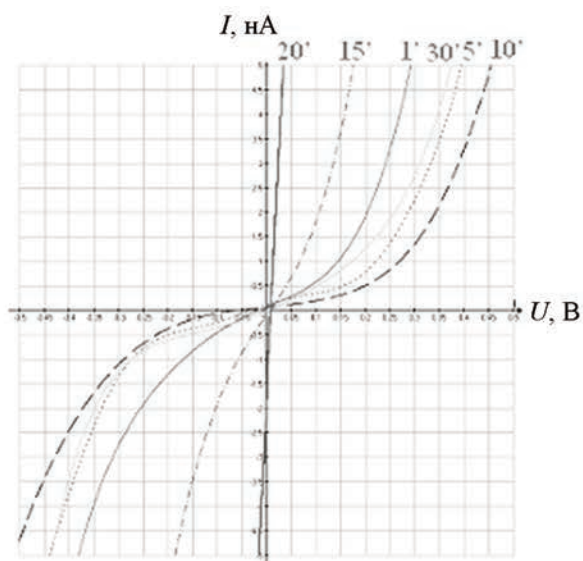
Проведенные исследования позволили установить эффективность технологических воздействий плазменных потоков на этапах ВИП обработки и обосновать режимы их проведения. Было установлено, что при ионном травлении газовой плазмой аргона стали 40Х в режиме несамостоятельного газового разряда с опорным напряжением $U_{оп} = -500$ В в зависимости от времени воздействия ионного потока меняется значение $V_{п}$. При этом начало процесса ионного травления в течение одной минуты характеризуется переходом значения $V_{п}$ из отрицательной области в положительную (рис. 3,а), что указывает на то, что с обрабатываемой поверхности удалены загрязняющие адсорбированные слои и оксиды. Процесс последующего воздействия плазмы аргона на обрабатываемую поверхность при ионном травлении приводит к структурным, рельефным изменениям исходного поверхностного слоя, в результате которых повышается дефектность поверхностного слоя, что вызывает изменение его энергетическо-

го состояния. Такие изменения свойств поверхности создают значительные трудности при обосновании выбора режимов травления. В основе выбора режима травления – наличие на поверхности максимальных значений активации. Однако максимальное значение $V_{п}$ наблюдается при 20-минутном режиме ионного травления, когда поверхностная структура отсутствует, а имеется объемная структура, что подтверждается изменением вольт-амперных характеристик туннельного тока (рис. 3,б). Наличие такой структуры на поверхности затрудняет формирование адгезионного диффузионного слоя по границе металл–покрытие, что нежелательно при ВИП обработке. Поэтому время эффективного воздействия потока газовой плазмы на поверхность можно определить по изменению энергетического состояния поверхности, когда происходит удаление адсорбированных загрязнений и оксидов и значение $V_{п}$ из отрицательной области переходит в положительную.

Технологические инструментальные воздействия на поверхности конструкционных металлических материалов приводят к структурным изменениям поверхностного



а



б

Рис. 3. Изменение свойств поверхностного слоя при ионном травлении ($U = -500$ В) в зависимости от времени воздействия потока газовой плазмы аргона: изменение энергетического состояния (а) и вольт-амперных характеристик туннельного тока (б)

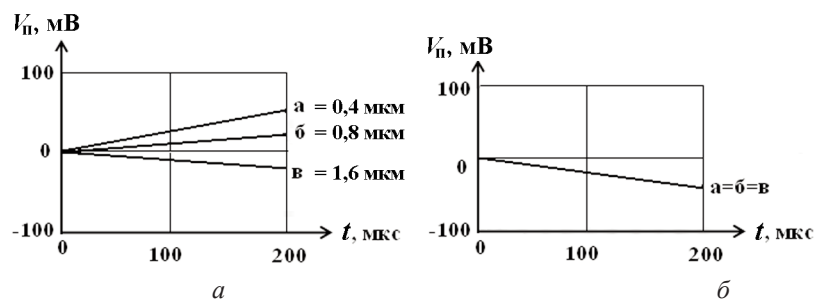


Рис. 4. Изменение энергетического состояния поверхностного слоя эталона шероховатости (ГОСТ 9378–93) в зависимости от состояния поверхности:

a – исходное состояние; *б* – после обработки спиртом

слоя, созданию рельефа с различной шероховатостью и изменению его энергетического состояния (рис. 4). Наличие на поверхности различной шероховатости вызывает изменение энергетического состояния. Воздействие на такую поверхность спиртового

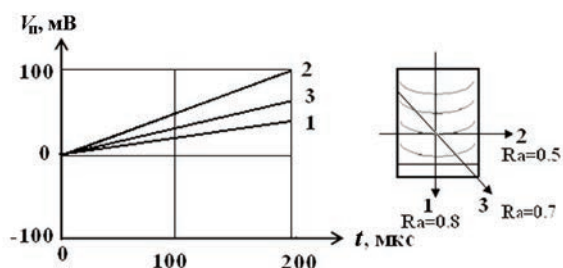


Рис. 5. Анизотропия энергетического состояния поверхностного слоя эталона шероховатости в зависимости от направления измерений:

1 – поперечное; *2* – долевое; *3* – под 45°

раствора изменяет значение V_p за счет растворения в спирте атмосферной влаги.

Замена дискового сменного электрода датчика прямоугольным узким позволила

оценить анизотропию изменения энергетического состояния поверхностного слоя (рис. 5). Наибольшее значение V_p отмечается в направлении наименьшей шероховатости поверхности.

Таким образом, изложенный в работе метод измерения энергетического состояния поверхностного слоя после технологических воздействий позволяет проводить оценку их эффективности и обосновывать режимы их проведения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сулима А.И., Шулов В.А., Ягодкин Ю.Д. Поверхностный слой и эксплуатационные свойства деталей машин. М.: Машиностроение, 1988. 240 с.
2. Бобров Г.В., Ильин А.А. Нанесение неорганических покрытий. М.: ИнтернетИнжиниринг, 2004. 624 с.
3. Ильин А.А., Плихунов В.В., Петров Л.М., Формирование энергетического состояния поверхности конструкционных материалов при вакуумной ионно-плазменной обработке // Авиационная промышленность. 2011. № 2. С. 28–32.
4. Заявка 2011136736. Способ определения контактной разности потенциалов и устройство для его осуществления / В.Н. Муш, В.В. Плихунов, Л.М. Петров. Заяв. 06.09.2011.
5. Плихунов В.В., Петров Л.М. Влияние потоков газовой и металлической плазмы на энергетическое состояние поверхности конструкционных материалов при вакуумной ионно-плазменной обработке / Тр. X Международной конференции «Пленки и покрытия–2011», с. 147–150.

ОПТИМИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ РЕЗАНИЕМ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ПО ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ

В.В.Постнов, докт. техн. наук (Уфимский государственный технический университет), В.Л.Юрьев, докт. техн. наук, И.Г.Каримов (ОАО “Институт технологии и организации производства”, г. Уфа)

Рассмотрены задачи выбора оптимального режима резания жаропрочных и особопрочных сталей и сплавов. Выявлены зависимости интенсивности износа инструмента от химического состава (упрочняющей γ' -фазы) обрабатываемого материала.

Ключевые слова: жаропрочные сплавы, износостойкость, интенсивность износа, режимы резания.

OPTIMIZATION OF CUTTING PROCESSING OF HEATPROOF NICKEL ALLOYS ON THERMODYNAMIC PARAMETERS. *V.V.Postnov, Dr.Techn.Sc, V.L.Jurev, Dr.Techn.Sc, I.G.Karimov.*

The problems of a choice of an optimal mode of cutting of heatproof and extra-strong steels and alloys are examined. Explored during the experiments the dependences of intensity value of the tool runout on a chemical compound (a strengthening gamma phase) of the processed material are presented.

Keywords: heat-resistant alloys, durability, wear rate, modes of cutting.

В авиационной, космической и других специальных отраслях машиностроения широко применяется процесс резания жаро- и особопрочных сталей и сплавов. Инструмент, применяемый для обработки деталей из этих сплавов, быстро изнашивается, что приводит к дестабилизации внутренних и выходных параметров процесса резания (силы и температуры резания, характеристик качества обработанной поверхности).

Традиционная запись уравнения [1] энергетического баланса процесса механической обработки металлов в интегральной форме

$$W_p = Q_p + \Delta U_i \quad (1)$$

не учитывает непрерывности параллельно-последовательного перехода затраченной работы резания W_p в тепловую Q_p и другие виды энергии ΔU_i и не может служить основой для анализа закономерностей развития термодинамических процессов и возможных путей их оптимизации для решения технических задач. Тепловые явления при резании материалов являются следствием

физических закономерностей протекания процессов упруго-пластического деформирования, трения и разрушения в зоне структуро- и формообразования, которые имеют неравновесный термодинамический характер [2–4].

Количественные соотношения между слагаемыми в уравнении (1) определяют эффективность технологической операции, поскольку именно условия наиболее полного превращения механической энергии в тепловую и удаления ее из зоны резания снижают составляющую ΔU_i , включающую расход энергии на изнашивание режущего инструмента, формирование поверхностного слоя обработки изделия, эмиссионные и волновые процессы.

В основу анализа предельного состояния инструментального материала в процессе его изнашивания может быть положено математическое выражение закона сохранения энергии в виде уравнения баланса так называемых диссипативных функций, представ-

ляющих собой скорость изменения энергии W_i , затрачиваемой на какой-либо процесс, отнесенную к единице площади A_r контакта инструмента с деталью. При этом предполагается [2], что внешняя энергия W_p в основном затрачивается на теплообразование при упругопластической деформации обрабатываемого материала W_d и износ в результате формоизменения и диспергирования инструментального материала W_f .

Уравнение сохранения энергии в форме баланса диссипативных функций запишем в следующем виде:

$$\bar{\Psi}_p = \bar{\Psi}_d + \bar{\Psi}_f. \quad (2)$$

С учетом того, что в процессе резания контактирующие материалы обладают не только способностью необратимо поглощать внешнюю механическую энергию деформирования и трения, но и трансформировать ее значительную часть (до 95 % и более) в тепловую энергию, повышая теплосодержание ΔH_T зоны резания, уравнение баланса диссипативных функций (1) можно записать в виде

$$\frac{1}{A_r} \cdot \frac{d(P_l)}{d\tau} = -10^5 e' \Delta H_T + \frac{1}{A_r} \cdot \frac{dV_h}{d\tau} U_\phi, \quad (3)$$

где P_z – тангенциальная составляющая силы резания; l – путь резания; e' – скорость деформации в приконтактном слое инструмента; $\Delta H_T = \int_{\theta_M}^{\theta_r} \rho c_p d\theta$ – изменение теплосодержания зоны резания; θ – температура; ρ и c_p – плотность и удельная теплоемкость материала детали; U_ϕ – приведенная энергия формоизменения изнашиваемого слоя инструментального материала; V_h – объем изношенного слоя инструмента; τ – время работы инструмента.

Из уравнения энергетического баланса видно, что интенсивность износа задней поверхности инструмента

$$J_h = h_{он} = \frac{1}{A_r} \cdot \frac{dV_h}{d\tau}, \quad (4)$$

где $h_{он}$ – критерий интенсивности износа, существенно зависит от закономерностей изменения силовой P_z и температурной θ нагруженности зоны резания, а также от прочностных параметров инструментального материала, определяющих энергию его формоизменения U_ϕ . Минимум $h_{он}$, очевидно, обеспечивается в случае максимально полной трансформации механической энергии в тепловую.

Использование термодинамической модели (3) для анализа влияния взаимосвязи механических и тепловых явлений процесса резания на износостойкость режущего инструмента проведено для группы деформируемых жаропрочных сплавов на никелевой основе ХН77ТЮ (ЭИ437А); ХН77ТЮР (ЭИ437БУ); ХН73МБТЮ (ЭИ698); ХН70ВМТЮ (ЭИ617); ХН70ВМФТЮ (ЭИ826); ХН55ВМФТКЮ (ЭИ929); ХН51ВМТЮКФР (ЭП220). В этих сплавах титан с алюминием и никелем образуют интерметаллидную упрочняющую γ' -фазу состава $Ni_3(Al, Ti)$, процентное содержание которой определяет как жаропрочность сплава, так и уровень его обрабатываемости резанием по критерию интенсивности $h_{он}$ износа режущего инструмента. С уменьшением процентного содержания никеля и увеличением степени легированности содержание γ' -фазы в указанных сплавах увеличивается от 11,5 % для ЭИ437А до 45 % для ЭП220. По данным работы [1] и результатам собственных исследований были рассчитаны составляющие уравнения (3) баланса диссипативных функций. Графически условия максимальной трансформации механической энергии в тепловую представлены на рис. 1. На графике пунктирной линией нанесено условие полной трансформации механической энергии в тепловую, при котором теоретически возможно безыносное трение [5].

Полученные графики не представляют монотонной зависимости, но могут быть

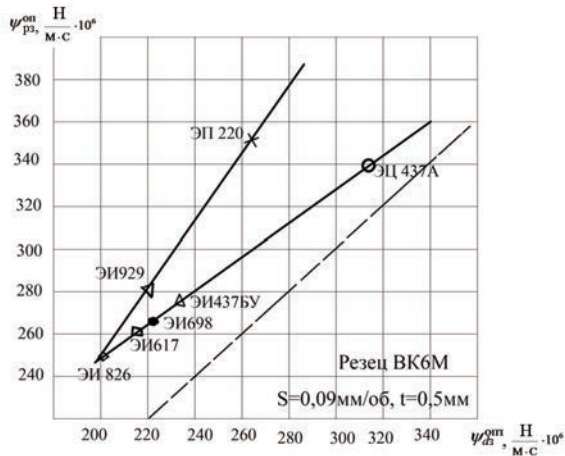


Рис. 1. Соотношения диссипативных функций затраченной механической $\Psi_{рз}$ и выделившейся тепловой $\Psi_{dз}$ энергий на оптимальных скоростях резания

аппроксимированы отрезками прямых, пересекающихся в точке, соответствующей сплаву ЭИ826. Анализ влияния механической прочности исследуемых материалов на их термодинамические соотношения показал, что по уровню ψ_p сплавы на рис. 1 располагаются в последовательности, обратной их истинным нормальным напряжениям S_B , возникшим при температурах испытания, соответствующих оптимальным температурам резания. S_B увеличивается от 800 МН/м² для сплава ЭИ437А до 1080 МН/м² для сплава ЭИ826 и снижается до 980 МН/м² для сплава ЭП220 [1].

Общей тенденцией для зависимости ψ_p от ψ_d является увеличение отклонения от условия полной диссипации энергии (пунктирная линия) по мере увеличения процентного содержания γ' -фазы в сплаве. Это свидетельствует о снижении динамического равновесия между необратимо поглощенной материалами детали и инструмента механической энергией, подводимой к зоне контакта, и энергией, рассеиваемой в виде тепла и отводимой из зоны резания приконтактными слоями стружки и детали.

Уровень же внутренней энергии, накапливаемой в поверхностном слое инструментального материала, достигает своего критического значения за меньшие проме-

жутки времени, и интенсивность износа возрастает.

Поскольку необратимость указанных диссипативных процессов обеспечивается соответствующими потоками энтропии, по данным рис. 1 произведены расчеты скорости энтропии в зоне контакта реза с деталью.

На рис. 2 для группы жаропрочных сплавов представлены зависимости скорости энтропии $\Delta S'_3$ и интенсивности износа $h_{оп0}$ при оптимальном режиме резания [1] от процентного содержания γ' -фазы. С увеличением производства энтропии в зоне контакта реза с деталью интенсивность износа инструмента возрастает. Это согласуется с современными представлениями о прочности и разрушении металлических материалов.

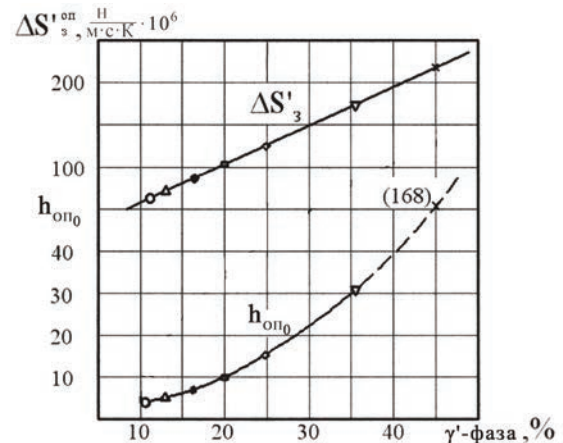


Рис. 2. Влияние инструментальной γ' -фазы на интенсивность износа инструмента и скорость энтропии в зоне резания (условные обозначения соответствуют рис. 1)

Результаты исследований износа инструмента при обработке указанной группы жаропрочных сплавов показывают, что при полустойковой и чистой обработке преимущественно изнашивается задняя поверхность инструмента [1, 3]. Продукты разрушения, даже в зоне высоких скоростей (температур) резания, распределяются дискретно, отдельными блоками. В зоне установившегося износа интенсивность его нарастания практически постоянна.

Рассмотрим схему износа инструмента по задней поверхности (рис. 3). Допустим, что срез дефектного (модифицированного) слоя толщиной h_0 происходит после того, как по истечении определенного числа циклов n нагружения на изнашиваемую поверхность на глубине h_0 возникает некоторое критическое число X микротрещин, снижающих предел усталостной прочности инструментального материала вследствие перенапряжений в локальных зонах (на границах будущего фрагмента износа).

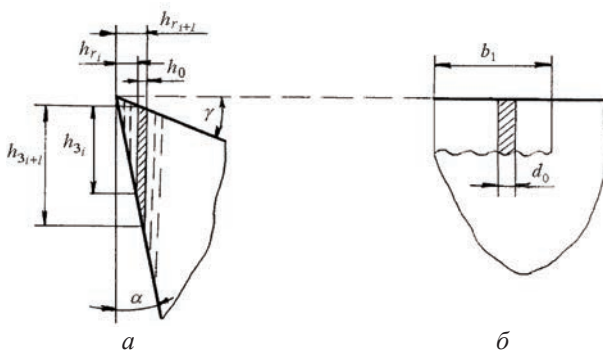


Рис. 3. Схема износа инструмента по задней поверхности в главной секущей плоскости (а) и в плоскости резания (б)

В первом приближении процесс образования микротрещин (накопления дефектов) в подповерхностном слое инструментального материала может быть описан кинетическим уравнением первого порядка [6]:

$$\frac{dX}{d\tau} = J_X (a - X), \quad (5)$$

где J_X – скорость образования дефектов (модифицирования подповерхностного слоя); a – число активных центров перенапряжений; τ – время накопления дефектов; X – критическое число микротрещин.

Подобный процесс в соответствии с кинетической концепцией прочности может быть описан зависимостью Аррениуса как теоретически активируемый процесс:

$$J_X = J_0 \exp \frac{U_0 - \gamma\sigma}{k\theta}, \quad (6)$$

где J_0 – постоянная, по порядку величины близкая к скорости движения волн напряжения в инструментальном материале; U_0 –

энергия активации разрыва межатомных связей; γ – структурный коэффициент, отражающий вероятностный характер влияния перенапряжений; σ – действующая разрушающая механическая нагрузка; k – постоянная Больцмана; θ – температура контакта.

Интегрирование уравнения (5) с учетом зависимости (6) приводит к выражению

$$X = a [1 - \exp(-J_X \tau)]. \quad (7)$$

Учитывая, что $\tau = l/v$, где l – путь, v – скорость резания, получим

$$X = a \left\{ 1 - \exp \left[-\frac{l}{v} J_0 \exp \left(\frac{U_0 - \gamma\sigma}{k\theta} \right) \right] \right\}. \quad (8)$$

Разложим выражение (8) в ряд Маклорена, пренебрегая при $x \ll a$ степенями выше первой, и получим

$$X = a \frac{l}{v} J_0 \exp \left[\frac{U_0 - \gamma\sigma}{k\theta} \right]. \quad (9)$$

Переходя от понятия поврежденности подповерхностного слоя инструментального материала к его изнашиванию в соответствии с уравнением (6), дифференцируя (9) по l , получим:

$$J_h \approx \frac{dx}{dl} = J_{h_0} \exp \left[\frac{U_0 - \gamma\sigma}{k\theta} \right], \quad (10)$$

где $J_{h_0} = J_0 \frac{a}{v}$ – предэкспоненциальный множитель, учитывающий соотношение скоростей движения волн напряжений в инструментальном материале и относительного движения v .

Принято [1] представление о постоянстве оптимальной температуры резания $\theta_{\text{опт}}$ как о константе сочетания обрабатываемого и инструментального материалов, при которой интенсивность износа минимальная. Она связана с генерированием в зоне резания тепловой энергии, снижающей интенсивность адгезионного воздействия на изнашиваемую поверхность и одновременно повышающей диффузионную активность атомов и растворение инструментального материала в обрабатываемом. В литературе существует понятие температуры $\theta_{\text{кр}}$ (красно-

стойкости инструментального материала) как критической температуры, ограничивающей работоспособность РИ в связи с термическим разрушением (деструкцией) контактных слоев инструментального материала и наступлением катастрофического износа, минуя участок нормального изнашивания.

Последние исследования [6] показывают, что между температурами $\theta_{кр}$ и $\theta_{опт}$ может существовать третья переходная температура – температура фрикционно-энергетической модификации $\theta_{фм}$ (рис. 4). Она характеризуется образованием модифицированного защитного слоя (третьего тела) на изнашиваемой поверхности инструментального материала, который обеспечивает при замене жесткого адгезионного износа более мягким коррозионно-механическим экранирующее воздействие от процессов диффузий. Это происходит из-за снижения градиента C' концентрации диффундирующих химических элементов при повышенной пластичности обрабатываемого материала.

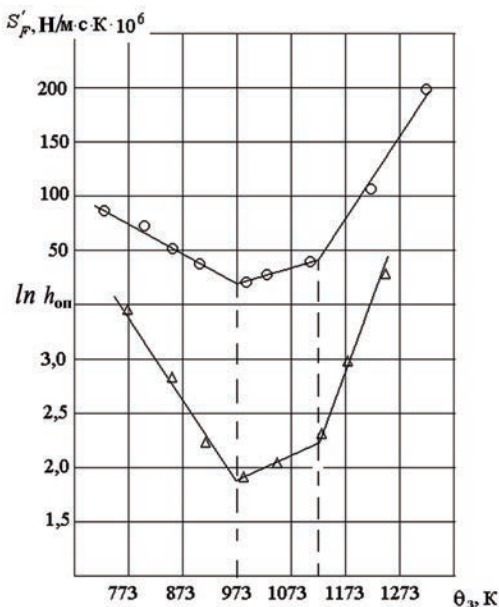


Рис. 4. Влияние температуры задней поверхности инструмента на скорость производства энтропии в приконтактном слое инструмента и интенсивность его износа при точении сплава ЭИ698 резцом из сплава ВК8 ($S = 0,097$ мм/об, $t = 0,5$ мм)

Графическим выражением этого условия может быть нарушение монотонности (перегиб) зависимостей интенсивности износа и скорости производства энтропии при $\theta_{фм}$.

Приняв в соответствии с работой [6]

$$a = k_a \exp\left(\frac{\Delta\mu}{k\theta}\right)(C')^n, \quad (11)$$

где k_a, n – постоянные; $\Delta\mu$ – разность химических потенциалов материалов деталей и резца, из уравнения (10) получим

$$\theta_{фм} = \frac{U_p - \Delta\mu - \gamma\sigma}{k[B + \ln(C')^n]}. \quad (12)$$

Полученная модель (12) может быть использована для прогнозирования критических температур и определения оптимального температурного диапазона варьирования скорости резания.

С увеличением содержания γ' -фазы наблюдается ухудшение обрабатываемости (рис. 5), выражающееся в росте интенсивности износа инструмента. По приведенной в работе [1] расчетной зависимости интенсивности износа $h_{оп0}$ от суммарного Э содержания Ti и Al в сплаве ($h_{оп0} = 0,0195\mathcal{E}^{4,5}$), можно определить интенсивность износа с большой погрешностью, особенно для сплавов с большим содержанием γ' -фазы (см. рис. 3). Следует отметить, что отклонение от расчетной зависимости дают сплавы ЭП220, ЭИ929, ЭИ826, образующие отдельную диссипативную прямую (см. рис. 1). Эти же марки обрабатываемых материалов искажают возможную линейность зависимости оптимальной скорости резания v_0 в области высокого (>25%) содержания γ' -фазы.

В то же время зависимость критических скоростей $v_{кр}$, определенных экспериментально для температур $\theta_{фм}$, рассчитанных по уравнению (12), и $v_{мин}$ при условии максимально полной трансформации механической энергии в тепловую практически линейно снижаются с увеличением содер-

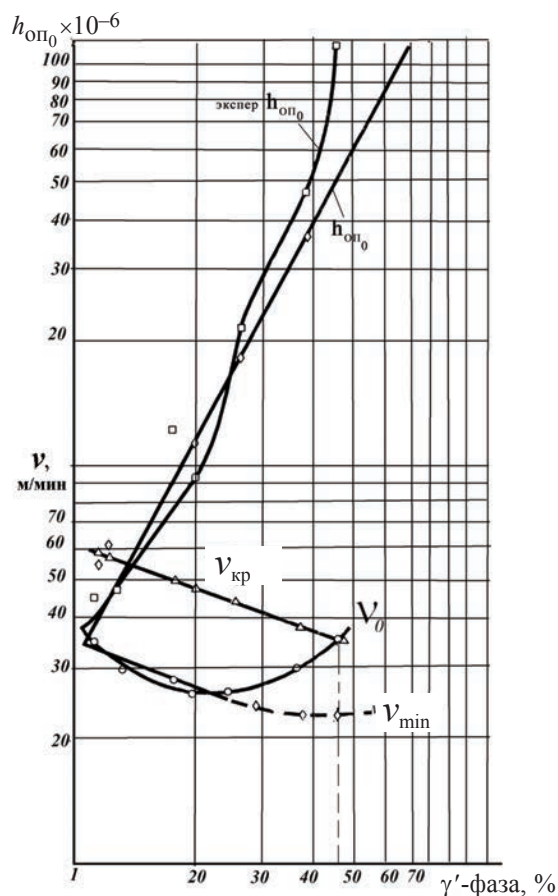


Рис. 5. Влияние содержания γ' -фазы на величину интенсивности $h_{оп0}$ износа резца из ВКБМ, оптимальную v_0 , критическую $v_{кр}$ и минимальную целесообразную v_{min} скорости резания ($S = 0,09$ мм/об; $t = 0,5$ мм)

жания γ' -фазы в обрабатываемом материале. Диапазон скоростей, ограниченный $v_{кр}$ и v_{min} , соответствует предельным рациональным режимам обработки. Нижняя граница

этого диапазона (v_{min}) обеспечивает максимальную размерную стойкость инструмента. Верхняя граница ($v_{кр}$) характеризует потерю формоустойчивости режущей кромки уже на стадии приработочного износа.

Таким образом, можно сделать вывод, что обрабатываемость жаропрочных никелевых сплавов, оцениваемая износостойкостью режущего инструмента, определяется не только уровнем их высокотемпературной механической прочности, но и влиянием химического состава, в основном, упрочняющей γ' -фазы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Макаров А.Д. Износ и стойкость режущего инструмента. М: Машиностроение, 1966. 264 с.
2. Постнов В.В. Термодинамическое описание синхронизма механических и тепловых процессов при нестационарном резании металлов // Вестник УГАТУ. № 4 (33). Т. 12. Уфа, 2009. С. 5–10.
3. Юрьев В.Л. Автоматизация определения оптимальных технологических параметров при нестационарных условиях резания // М.: Отраслевая библиотека авиационной промышленности «Технический прогресс и повышение квалификации», 1992. 143 с.
4. Закураев В.В., Шивырев А.А. Термодинамические характеристики обрабатываемости и управление режимом резания // Труды Международной научн.-техн. конф. «Технология–2000». Орел: Изд-во Орел-ГТУ – 4.2. С. 147–150.
5. Гаркунов Д.Н., Крагельский И.В. Триботехника // М.: Машиностроение, 1985. 424 с.
6. Каримов И.Г., Постнов В.В. Температурно-кинетическая модель изнашивания режущего инструмента // Наука–производству: Ежегодный научно-технический сборник. Вып.5 / Уфа: АН РБ, Гилем 2010. С. 58–64.

КРЕПЕЖНЫЕ СИСТЕМЫ ПРИ СОЗДАНИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

*В.А.Братухин, канд. техн. наук, А.В.Братухин
(ОАО «Нормаль», г. Н. Новгород)*

Показана роль современных крепежных элементов в изделиях авиационной техники.

Ключевые слова: крепеж, болт, заклепка, болт-заклепка.

FASTENING SYSTEMS IN DEVELOPMENT OF AERONAUTICAL ENGINEERING.

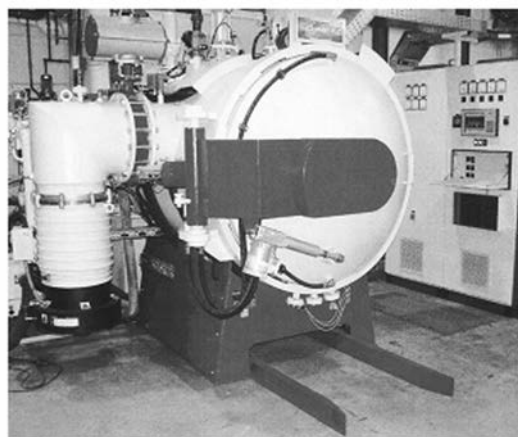
V.A.Bratukhin, Cand.Techn.Sc, A.V.Bratukhin.

The role of up-to-date fastening elements in aeronautical engineering products is shown.

Keywords: fasteners, bolt, rivet, rivet bolt.

В летательных аппаратах крепежные элементы составляют по массе значительную долю. Так, в агрегатно-сборочном производстве семейства многофункциональных истребителей Су-27 в КНААПО им. Ю.А. Гагарина преимущественно используются точечные соединения, а из них 80% составляют заклепочные соединения [1], в основном разработки и серийного производства по технологии ОАО «Нормаль». В SSJ-100 также используются крепежные изделия разработки и серийного производства по технологии ОАО «Нормаль». При изготовлении крепежа применяется вакуумная термическая обработка, для чего используется вакуумный комплекс фирмы Schmetz (см. рисунок), позволяющий создать температуру до 1350 °С и степень вакуума до 10⁻⁵ мБар. Закалка в вакууме в потоке аргона дает возможность получить чистую и светлую поверхность изделий, в результате пескоструйная обработка или травление не требуются. Термообработку изделий из коррозионно-стойких и жаропрочных сталей проводят в вакууме при разрежении 10⁻³ мБар. Для уменьшения сублимации легирующих элементов с поверхности термически обрабатываемых при температуре свыше 850 °С деталей имеется воз-

можность повышать давление остаточных газов до 6,7×10⁻² мБар за счет регламентированного натекания в камеру нагрева печи аргона.



Вакуумная печь фирмы Schmetz

В АК им. С.В. Ильюшина первыми в отрасли начали применять титановый крепеж (болты, винты, болт-заклепки), разработанный по технологии ОАО «Нормаль», что позволило снизить массу конструкции планера, увеличить заданный ресурс самолетов:

	Ил-62М	Ил-76Т	Ил-86	Ил-96-300
Число деталей				
титанового крепежа	1600	20 000	126 000	142 000
Масса крепежа				
на 1 изделие, кг	24	300	1890	2130

В ОАО «Туполев» в среднемагистральных самолетах Ту-154 и Ту-204 титановый крепеж из сплава ВТ16 составляет соответственно на одно изделие 45 и 940 кг.

В Объединении совместно с Украинским НИИАТ разрабатывают элементы крепежных систем, обеспечивающие тарированное сжатие собираемого пакета деталей без дополнительных мер. Крепежные системы такого типа применяются в высоконагруженных соединениях, прежде всего наиболее ответственных – стыковых. Тарированное усилие сжатия собираемого пакета обеспечивается этими крепежными системами (ОСТ 1 00750–76) за счет достижения стабильной точности величины крутящего момента при завершении процесса свинчивания болта и гайки. Реализация этого условия является одной из основных предпосылок высокой усталостной прочности конструкции в зоне соединения. Применение такого крепежа обеспечивает заданные усилия сжатия пакета; снижение влияния субъективных факторов на качество соединений; снижение трудоемкости выполнения соединений; герметичность и снижение массы соединений.

Конструктивно-технологическая концепция крепежной системы, предназначенной для использования в соединениях, работающих на срез, предусматривает использование болтов диаметром 5, 6, 8 и 10 мм; двух вариантов конструктивного исполнения болтов, отличающихся предельными отклонениями диаметра гладкой части.

Стандарты устанавливают два варианта конструктивного исполнения гаек: с плоской и со сферической опорной поверхностью. Определено несколько вариантов сочетания материалов:

Материал болта	Материал гайки	Материал шайбы
16ХСН	30ХГСА	30ХГСА
ВТ16	30ХГСА Д16Т	ВТ16 30ХГСА

Сравнительный анализ технических характеристик и параметров российских и зарубежных крепежных систем показал, что крепеж по ОСТ 1 00750–76 в достаточной степени соответствует современным требованиям.

Технологические процессы сборки самолетных конструкций характеризуются постоянно возрастающей сложностью сборочных работ и, как следствие, высокой трудоемкостью, составляющей 40–50 % от всей трудоемкости изготовления самолета. Основная доля труда при производстве сборочных работ приходится на выполнение заклепочных и болтовых соединений. Метод сборки определяет структуру всего технологического процесса, состав технологического оснащения, уровень качества финальных изделий, существенно влияет на производительность и трудоемкость изготовления.

Совершенствование методов сборки, позволившее снизить объем подгоночных работ и повысить уровень автоматизации клепки, не исключило необходимости выполнения сборочных операций с помощью ручного механизированного инструмента [2]. Применяемая технология и механизированный инструмент должны минимизировать влияние субъективного фактора на качество болтовых соединений.

Болтовые соединения, как правило, применяются в высоконагруженных зонах планера самолета, поэтому технологические процессы выполнения этих соединений считаются особо ответственными. Требования к выполнению болтовых соединений устанавливаются конструкторской документацией на собираемое изделие и действующей нормативной документацией. Так, применение крепежных систем из титановых сплавов при сборке агрегатов, панелей, узлов для неразъемных соединений определяется более высокими удельными характеристиками их прочности по сравнению с крепеж-

ными системами из алюминиевых сплавов и из сталей, большей работоспособностью в условиях повышенных температур. Это обеспечивает снижение массы, например болтов из сплава ВТ16 на 40 % по сравнению с высокопрочными болтами из стали 30ХГСНА, и позволяет использовать их без ограничения ресурса при температурах до 130 °С.

В настоящее время в авиационной отрасли применяются стандарты на крепежные элементы и инструменты для их постановки, разработанные ОАО «Нормаль».

Одним из путей снижения массы неразъемных соединений является замена болтовых соединений болт-заклепочными. Среди же болт-заклепочных соединений наиболее положительный эффект для снижения массы дает применение облегченных болт-заклепок из сплава ВТ16 (ОСТ 1 30041–82, ОСТ1 30042–82). Такие болт-заклепки имеют закладные и замыкающие головки малых размеров, что снижает массу на 0,95 кг в расчете на 1 000 соединений по сравнению с болтовыми соединениями.

Сплошные заклепки из титановых сплавов рекомендуется устанавливать прессовым способом, так как при ударной клепке возможно растрескивание замыкающих головок.

В ОАО «Нормаль» проводятся испытания на малоцикловую усталость, которые имитируют условия эксплуатации авиационной техники, и на трещиностойкость.

Надежность крепежных систем обеспечивается строгим выполнением требований конструкторской документации, согла-

сованной с НИИСУ; инструкций ВИАМа; технологической документации ОАО «Нормаль» [3].

При проведении ресурсных испытаний и военной, и гражданской техники крепежные системы ОАО «Нормаль» всегда выдерживают испытания.

Тенденция мирового развития гражданского и военного авиастроения подтверждает сохранение соединений узлов, панелей, агрегатов летательных аппаратов, в том числе конструкций из полимерных конструкционных материалов (ПКМ), на основе крепежных соединений в объеме до 80%.

Соединения на основе крепежных систем во многом определяет качество, надежность, ресурс современной авиационной техники.

Целесообразно, чтобы ОАК заключала соответствующие Договоры о проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ с ОАО НИАТ, ОАО «Нормаль», НИИСУ, Украинским НИИАТ по современным крепежным системам типа Hi-Lock с разработкой соответствующих нормативно-технических документов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Современные технологии авиастроения / Под ред. А.Г. Братухина и Ю.Л. Иванова. М.: Машиностроение, 1999.
2. Братухин В.А., Пастушенко Ю.М., Резников В.А., Шеридина Т.Н. Современный механизированный инструмент в системе обеспечения качества авиационной техники. Киев: «Технологические системы». Вып. 1. 2006. С. 36–44.
3. Володин В.А., Воробьев И.А., Братухин В.А. Комплексная система управления качества изделий для высокоресурсных соединений // Вестник машиностроения. 2001. № 6. С. 41–44.



В феврале исполнилось 60 лет ЕВГЕНИЮ НИКОЛАЕВИЧУ КАБЛОВУ – Генеральному директору Государственного научного центра РФ «Все-российский институт авиационных материалов».

Академик РАН, доктор технических наук, профессор Е.Н. Каблов – известный ученый в области материаловедения. Евгений Николаевич возглавляет научные направления по разработке конструкционных материалов, химии и технологии создания композиционных материалов, супержаропрочных сплавов и покрытий, по исследованиям характеристик надежности материалов в ожидаемых условиях эксплуатации.

Под руководством Евгения Николаевича выполнены многочисленные работы, удостоенные государственных наград. В последнее десятилетие созданы материалы и технологии для изделий специальной техники, работа отмечена премией Правительства РФ (2002 г.); выполнен комплекс работ по литейным жаропрочным сплавам, легированным рением и рутением, высокоградиентной технологии получения монокристаллических турбинных лопаток с защитными покрытиями для ГТД и ГТУ, удостоенный золотой медалью РАН им. Д.К. Чернова (2009 г.); разработаны ресурсо- и энергосберегающие технологии по выплавке ультрачистых высокожаропрочных сплавов со 100 %-ной переработкой отходов, отмеченные премией Правительства РФ в области науки и техники (2010 г.).

Научно-организаторскую деятельность Е.Н. Каблов успешно совмещает с педагогической: он возглавляет кафедры «Авиационное материаловедение» в «МАТИ» – РГТУ им. К.Э. Циолковского и «Материаловедение» в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Под его научным руководством защищена 21 диссертация, в том числе 9 докторских.

Е.Н. Каблов активно участвует в работе Президиума Совета при Президенте РФ по науке, технологиям и образованию; в работе Совета генеральных и главных конструкторов, ведущих ученых и специалистов в области высокотехнологичных секторов экономики; Президиума Российской академии наук; Научного Совета при Совете Безопасности РФ. С 2005 года – Президент Ассоциации Государственных научных центров Российской Федерации.

Многогранная научная деятельность Е.Н. Каблова нашла отражение в 360 научных трудах, в том числе 6 монографиях, 387 патентах, в том числе 9 международных.

Евгений Николаевич Каблов имеет Государственные награды: орден «За заслуги перед Отечеством» III и IV степени, орден Почета, медали, государственные награды зарубежных стран.

Поздравляем юбиляра, желаем ему крепкого здоровья и творческих успехов во имя развития российской науки.

Редакция ж-ла «Авиационная промышленность»

КОМПЛЕКСНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ НА ПРИМЕРЕ КЕССОНА КРЫЛА САМОЛЕТА

С.В.Моргулец, канд. техн. наук, А.А.Чернецов, канд. техн. наук, А.В.Афанасьев, В.А.Косарев (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Предложена методика решения задачи расчетного проектирования силовых самолетных конструкций, выполненных из ПКМ. Сочетание аналитического и конечно-элементного (КЭ) подходов позволяет резко сократить время проектирования и увеличить количество параметров оптимизации.

Ключевые слова: кессон, полимерный композитный материал (ПКМ), проектирование, оптимизация, конструктивно-силовая схема (КСС), КЭ модель, коэффициент разрушения монослоя.

A COMPLEX METHOD FOR DESIGN ENGINEERING OF THE PCM THIN-WALLED STRUCTURES – CASE STUDY OF AN AIRCRAFT WING TORSION BOX.

S.V.Morgulets, Cand.Techn.Sc, A.A.Chernetsov, Cand.Techn.Sc, A.V.Afanasiev, V.A.Kosarev.

A method for solving design engineering problem of aircraft load-bearing structures made of PCM is suggested. A combination of analytical and finite-element (FE) approaches makes possible a sharp reduction of engineering time and an increase in optimization parameters.

Keywords: torsion box, polymeric composite material (PCM), engineering, optimization, structural arrangement, FE model, monolayer failure coefficient.

Перспективность применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в авиации определяется их высокой прочностью и жесткостью при малом удельном весе. Кроме того, преимущества ПКМ перед традиционно используемыми в авиации алюминиевыми сплавами – сокращается цикл изготовления детали, снижаются трудоемкость за счет повышения интегральности конструкций, энергозатраты при изготовлении по сравнению с изготовлением деталей из алюминиевых сплавов. Нарастание темпов производства ПКМ, в том числе угольных волокон, во всем мире ведет к сни-

жению цен на материалы, все большей их доступности, что дополняет вышеперечисленные преимущества данного материала.

В отечественном самолетостроении наиболее освоено применение ПКМ во вторичных конструкциях: в агрегатах и узлах механизации крыла, рулей, различных обтекателей и законцовок. На Западе ПКМ широко применяют и в более ответственных частях самолета: это и киль самолета А-340, и стабилизатор В-737, и хвостовое оперение А-380. Завершаются разработки самолетов компаний Boeing и Bombardier, практически полностью состоящих из ПКМ (В-787 Dream-

liner и Learjet 85 соответственно).

ПКМ – многокомпонентные материалы, состоящие из пластичной основы (матрицы), армированной наполнителями, обладающими высокой прочностью и жесткостью. Варьируя состав матрицы и наполнителя, их долевой состав, ориентацию наполнителя, получают широкий спектр материалов с требуемым набором свойств. Существенная анизотропия ПКМ вызывает определенные трудности при проектировании и расчете конструкций. Подход к решению задач проектирования и расчета заметно усложняется.

В ОАО «Национальный институт авиационных технологий» разработана комплексная методика расчетного проектирования силовых ответственных конструкций планера самолета, удачно сочетающая в себе преимущества аналитического и конечно-элементного (КЭ) подходов. Рассмотрим алгоритм предлагаемого комплексного подхода на примере расчетного проектирования конструкции кессона крыла (оперения) перспективного отечественного самолета, выполненного из современного полимерного волокнистого угольного композиционного материала, наиболее часто применяемого в ответственных силовых конструкциях из композита.

Условно процесс проектирования комплексным методом можно разделить на следующие характерные этапы (рис. 1):

1. Получение исходных данных. В рассматриваемом случае это теоретический контур крыла (оперения) самолета с указанием предполагаемого места расположения кессона, расчетная нагрузка, действующая на поверхность крыла, физико-механические характеристики предполагаемого материала.

2. Проектировочный аналитический расчет. С некоторыми допущениями и приближениями определяется конструктивно-силовая схема (КСС), для каждого отдельного

элемента КСС закладывается материал, ориентировочные толщины элементов конструкции, что значительно экономит время на последующей стадии – КЭ моделирования.

3. Построение КЭ модели с учетом результатов, полученных на стадии аналитического расчетного проектирования.

4. Подбор оптимальных укладок композитных пакетов для всех элементов конструкции. Реализуется возможность автоматического обмена данными между рабочими средами аналитического модуля и КЭ пакета Patran/Nastran.

5. Поверочный расчет полученной конструкции на КЭ модели.

В основу предлагаемой методики легли два самостоятельных модуля, разработанные в ОАО «НИАТ». Подход к расчетному

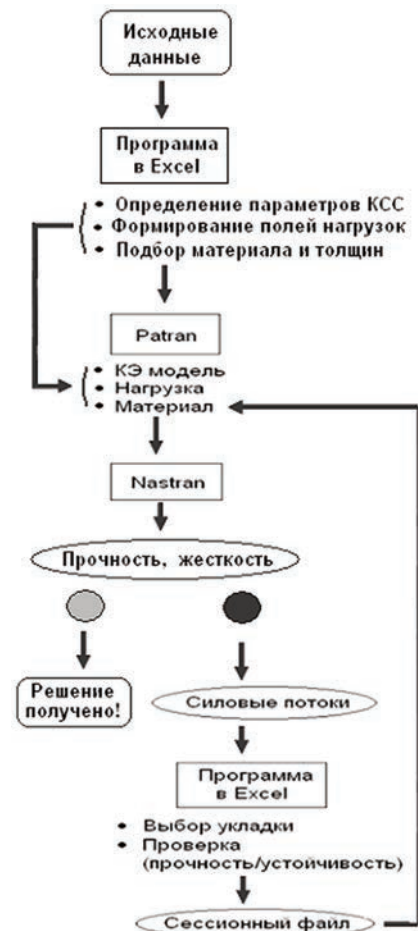


Рис. 1. Принципиальная схема процесса проектирования комплексным методом

проектированию силовых конструкций кессонов крыла и хвостового оперения заключается в совокупном использовании обоих модулей с реализацией возможности автоматического обмена данными между самостоятельно разработанным аналитическим модулем и современным КЭ комплексом MSC.Patran/Nastran. Открытость программных продуктов компании MSC позволила удачно интегрировать в них собственные разработанные методики, что значительно облегчило процесс выбора оптимальных решений структуры композитных пакетов (материал, количество слоев, схема армирования).

На первом этапе применяется подход к проектированию и расчету тонкостенных пространственных конструкций, подробно описанный в работе [1]. При этом конструкция кессона разбивается на участки с постоянным сечением. Внутренние силовые факторы в пределах каждого из участков считаются постоянными. Число таких участков может быть разным. С ростом их числа увеличивается время на анализ, но повышается точность результатов расчета.

В специально разработанном модуле (рис. 2) проводится расчет на прочность/устойчивость по формулам, справедливым

для изотропного материала. Свойства изотропного материала (разного для разных элементов конструкции) приближенно определяются на основе свойств предполагаемого пакета ПКМ. С использованием теории изгиба балок и кручения замкнутых стержней определяются действующие в сечении касательные и нормальные напряжения.

При известном уровне действующих эквивалентных напряжений определяются толщины панелей, лонжеронов, параметры стрингеров и их число. Параллельно проводится проверка каждого элемента сечения (стрингеров, межстрингерных участков панели) на устойчивость при совместном действии нормальных и касательных напряжений [2].

По результатам, полученным на стадии такого проектировочного аналитического расчета, выбирается близкая к оптимальной КСС. В рамках заданного теоретического контура строится КЭ модель. В соответствии с аналитическим расчетом распределяется материал по конструкции и определяется толщина элементов в разных ее частях, предварительные укладки. Прикладывается заранее сгенерированное поле давления.

Следующий этап – оптимизационный

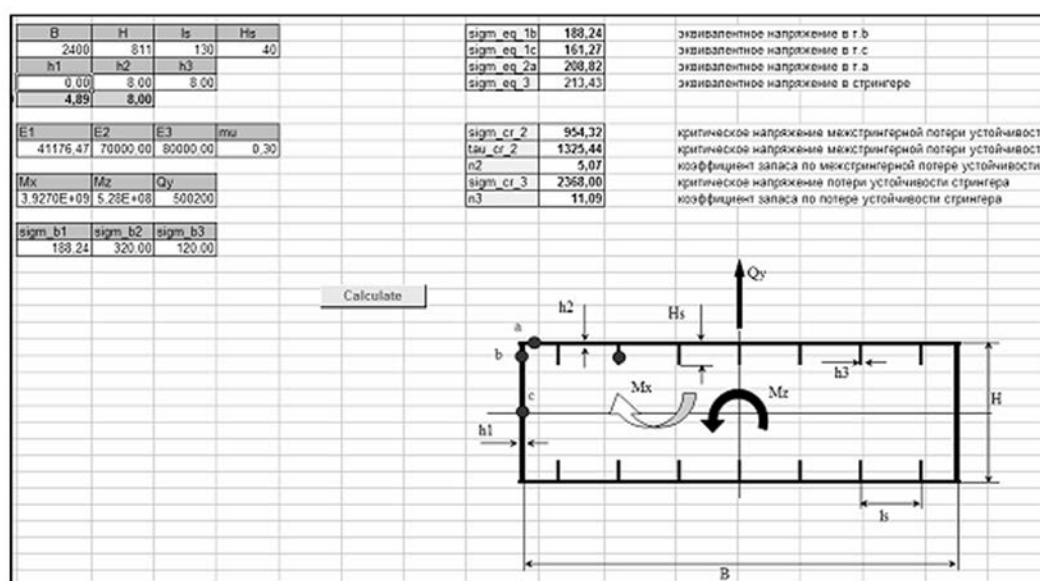


Рис. 2. Интерфейс проектировочного модуля

расчет КЭ модели конструкции. Процесс оптимизации схем армирования пакетов ПКМ происходит в рабочей среде Excel. В программном комплексе Patran имеется стандартная возможность записи результатов расчета в текстовый файл, где формируются входные данные со значениями силовых потоков в КЭ модели в выбранной области (Create/Report).

Данные о материале (жесткостные и прочностные характеристики), укладке (схема армирования, толщина монослоя, количество слоев) вводятся вручную. В программе имеется возможность быстрого редактирования данных, определения жесткостных характеристик пакета.

По полученным из КЭ модели потокам сил и моментов программа производит расчет подготовленного пакета на прочность и устойчивость уже по теории слоистых композитных пластин.

При работе по программе обеспечивается обратная передача информации об укладке с автоматическим переносом данных в среду Patran для уточняющей корректировки модели.

Таким образом, всем элементам, с которых в КЭ модели снимались силовые потоки, автоматически присваиваются свойства выбранного в результате оптимизации пакета ПКМ.

Процесс подбора оптимальных схем армирования носит итерационный характер, так как подобранные на первом шаге укладки для каждой из зон кессона вносят изменения в жесткость кессона в целом и вызывают перераспределение потоков нагрузки. Обычно процесс поиска оптимальных укладок сходится всего за 2–3 итерации.

Как уже отмечалось, процесс оптимизации схем армирования происходит сразу для всех элементов из выбранного участка конструкции. Пользователь сам выбирает характерные размеры этих участков по известной из КЭ модели картине потоков нагрузки.

Пакет ПКМ подбирается на основе оптимизации укладки в наиболее нагруженном конечном элементе выбранного участка. Свойства выбранного пакета присваиваются в конце процедуры всем элементам участка.

С ростом числа участков увеличивается время подбора укладок, но и конструкция при этом становится ближе к оптимальной по весу.

Все действия с укладками и материалами осуществляются в меню File – Sessions – Play программы Patran.

Возможности модуля по вычислению физико-механических характеристик композитного пакета абсолютно одинаковые с возможностями калькулятора Laminate Builder v4.8 (Utilities – Materials – Laminate Builder Tool). Соответственно и результаты, вычисленные для одинакового пакета, оказываются такими же. Но общие возможности прочностного анализа композитного пакета отличаются. Разработанный авторами расчетный модуль практически не ограничен по числу одновременно рассчитываемых случаев нагружения пакета ПКМ. Кроме того, в нем есть возможность расчета на устойчивость. В калькуляторе Laminate Builder v4.8 нет возможности одновременного анализа пакета для нескольких расчетных случаев.

Для каждого расчетного случая программа вычисляет как действующие напряжения в каждом отдельном слое (100%-ное совпадение с результатами с Laminate Builder), так и коэффициенты разрушения (рис. 3), а также выводит коэффициенты запаса устойчивости при заданной ширине панели.

Итерационный процесс подбора укладки в элементах панелей и выбора КСС можно считать законченным, если коэффициенты запаса по устойчивости и коэффициенты разрушения в слоях панели находятся в заданных пределах при минимальном количестве слоев в укладках.

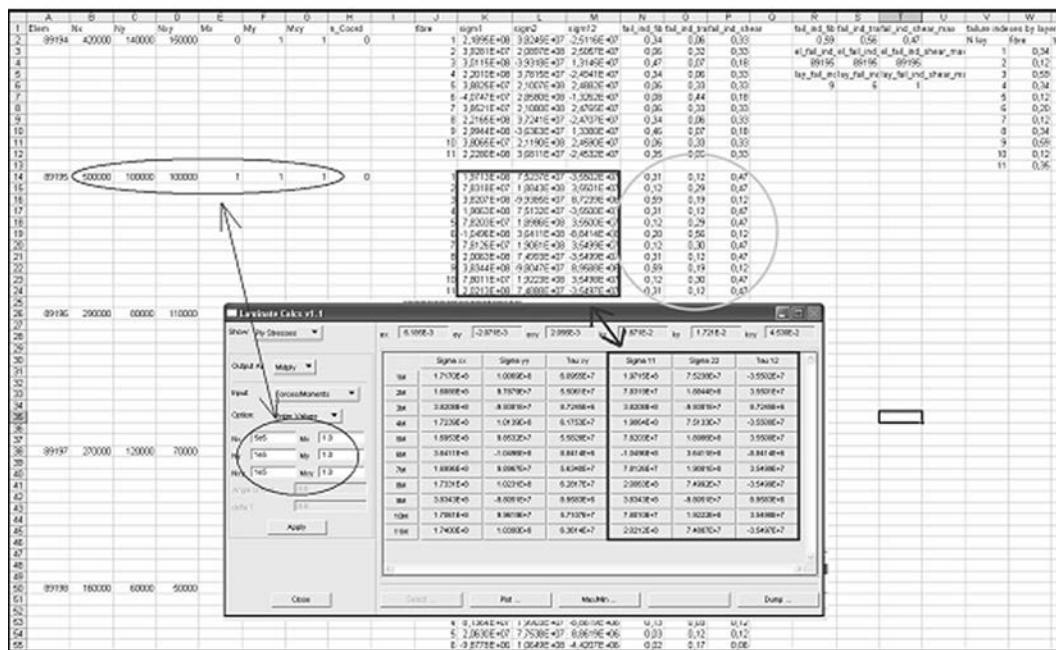


Рис. 3. Сравнение результатов послойного напряжения композитного пакета в Patran и разработанном модуле

Предложенная методика расчетного проектирования обладает несколькими неоспоримыми преимуществами, как перед аналитическим подходом, так и перед КЭ методом расчета. Пользователь в процессе проектирования имеет возможность достаточно быстро сравнить разные варианты КСС (что сложно обеспечить при КЭ моделировании), разные варианты материалов и укладок. Предложенная методика позволяет с достаточно высокой вариативной степенью приближенности описывать поведение реальной конструкции – обеспечивать точность определения внутренних силовых факторов (силовых потоков), по которым формируются укладки в полуавтоматическом режиме, прогнозировать запасы прочности и устойчивости элементов конструкции. Кроме того, параллельный расчет в аналитическом модуле и с помощью КЭ модели позволяет практически исключить ошибки вычислений.

Методика позволяет в значительной степени сократить трудоемкость на этапе выбора оптимальной конструктивно-силовой схемы кессона и схем армирования для каждого из элементов конструкции. Она подразумевает, что весь спектр работ, начиная от выбора оптимальной КСС конструкции и заканчивая выбором оптимальных толщин и укладок для всех элементов конструкции, выполняется инженером – прочнистом, обеспеченным достаточным набором исходных данных и понимающим специфику работы конструкции в целом, обладающим навыками работы с необходимым программным обеспечением.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дубченко А.А. Оптимальное проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МАИ, 2002. 84 с.
2. Лехницкий С.Г. Анизотропные пластинки. Изд. 2-е. М.: Гостехиздат, 1957. 463 с.

АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ МЕТАЛЛО-КОМПОЗИТНЫХ БАЛЛОНОВ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

В.П.Молочев (ГКНПЦ им. М.В.Хруничева),

В.Н.Егоров, докт. техн. наук (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”),

А.В.Севальнев,

Е.А.Абрамова, канд. техн. наук (ГКНПЦ им. М.В.Хруничева)

На базе конечно-элементного расчета исследовано взаимодействие металлического лайнера и композитной оболочки в составном баллоне высокого давления.

Ключевые слова: составной баллон давления, композитная оболочка, металлический лайнер, метод конечных элементов, расчет.

ANALYSIS OF STRUCTURAL ALTERNATES OF METAL-COMPOSITE HIGH-PRESSURE VESSELS.

V.P.Molochev, V.N.Egorov, Dr.Techn.Sc, A.V.Seval'nev, E.A.Abramova, Cand.Techn.Sc.

Based on the finite-element calculation the interaction of metal liner and composite shell in a built-up high-pressure vessel has been investigated.

Keywords: built-up pressure vessel, composite shell, metal tube, finite-element method, calculation.

Рассмотрим некоторые варианты металло-композитных баллонов высокого давления (БВД), предназначенных для летучих газов и соединений.

В конструкцию БВД входит сваренный из алюминиевых сплавов лайнер (фланцы из материала АМгбМ, донные и цилиндрическая части – из АМгб), усиленный композитной оболочкой переменной толщины. Лайнер имеет форму цилиндра с изотензорным днищем с усиленными фланцами.

Основным несущим нагрузку элементом конструкции БВД является композитная силовая оболочка, которая определяет деформации лайнера. Оболочка изготавливается из высокопрочного волокна методом спирально-кольцевой «мокрой» намотки ленты на лайнер и имеет переменные по образующей толщину и углы армирования.

В процессе изготовления БВД нагружается поочередно для опрессовки давлением 500 атм и рабочим давлением 330 атм – это «технологические» циклы. Далее следуют

«рабочие» циклы – нагружение рабочим давлением 330 атм не более двенадцати раз. Лайнер в составе БВД подвергается циклическому нагружению при постоянной амплитуде деформаций (жесткому нагружению). В связи с тем, что материалы являются упрочняющимися, жесткое нагружение лайнера сопровождается возрастанием амплитуды напряжений.

Напряжения в лайнере при циклическом нагружении существенно превышают предел текучести, в местах с максимальными деформациями происходит утонение, нарастающее от цикла к циклу, что при соответствующих условиях приводит к потере работоспособности баллона из-за разгерметизации.

За счет переменных по образующей оболочки жесткостей при нагружении и разгрузке в лайнере возникают дополнительные изгибные напряжения (рис. 1). При циклическом нагружении они ускоряют малоцикловое усталостное разрушение с образованием трещин.



Рис. 1. Деформированное состояние лейнера при максимальном давлении и полной разгрузке

Для оценки работоспособности БВД и влияния жесткостных характеристик композитной оболочки на напряженно-деформированное состояние лейнера была разработана конечно-элементная модель БВД (рис. 2), состоящая из металлического лейнера с фланцами и композитной оболочки. Решая задачу малоциклового усталости, необходимо рассматривать объемное напряженное состояние в каждой точке лейнера. В связи с этим задача малоциклового усталости решалась в нелинейной постановке на осесимметричной модели с учетом контактного взаимодействия металлического лейнера с композитной оболочкой. Трение между контактными поверхностями не учитывалось. Использованы плоские четырехузловые осесимметричные элементы.

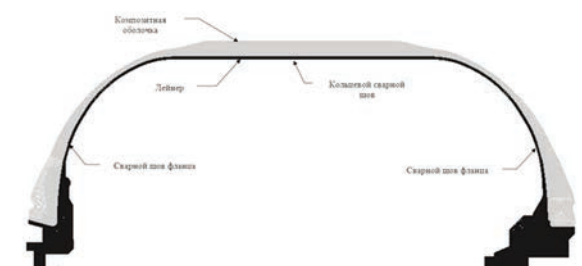


Рис. 2. Общий вид конечно-элементной модели БВД

При создании осесимметричной конечно-элементной модели (КЭМ) использовалась реальная геометрия как лейнера, включая зоны сварных швов [1], так и композитной оболочки. Как показал сравнительный расчет, наличие концентратора в виде занижения толщины лейнера в зоне сварного шва (рис. 3) существенно влияет на результаты. Особенно заметна разница в значениях изгибных напряжений. Форма композитной оболочки влияет на их распределение по образующей баллона.

При моделировании поведения лейнера с учетом физической и геометрической нелинейности вплоть до образования шейки и разрушения материала использовались истинные диаграммы деформирования материалов, построенные на основе методики, описанной в работе [2].

Важной задачей являлось также моделирование жесткостных характеристик композитной оболочки. Для аппроксимации свойств оболочка была условно разбита вдоль образующей на большое количество зон, в которых ортотропные свойства принимались постоянными. Созданная таким образом модель была верифицирована по результатам испытаний реальной конструкции, использовались фактические значения осевых и радиальных перемещений при нагружении расчетным давлением. Из-за отсутствия достоверной информации о схеме намотки жесткостные параметры композитной оболочки заданы приближенно из условия соответствия осевых перемещений фланцев и радиальных перемещений цилиндрической части БВД результатам замеров, полученных при нагружении БВД давлением 545 атм. При нагружении давлением 545 атм длина БВД увеличивается на 12,4 мм, периметр его цилиндрической части – на 13,5 мм, что соответствует увеличению радиуса на 2,1 мм. Напряжения в композитной оболочке баллона не превышали допускаемые ни в одном расчетном случае.

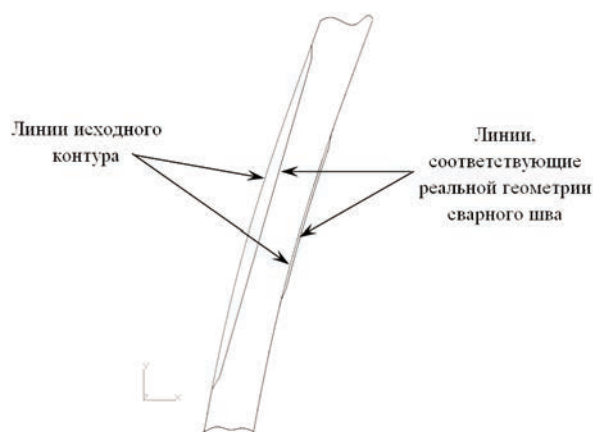
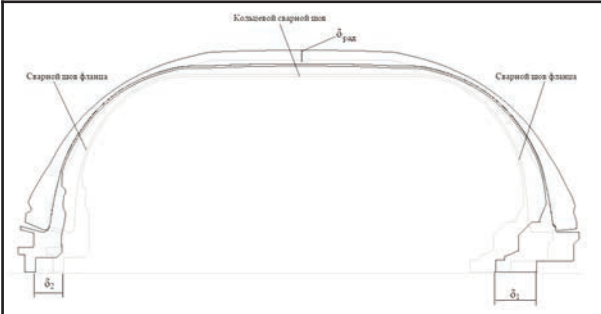


Рис. 3. Геометрия сварных швов

Данная модель использовалась для оценки различных вариантов БВД: лейнер регулярной толщины и лейнер с участками химтравления, с оболочкой из углепластика или органопластика, лейнеры с фланцами разной конфигурации.

Одним из способов снижения действующих в лейнере напряжений является увеличение жесткости композитной оболочки. Изменение жесткости за счет увеличения толщины оболочки изначально не рассматривалось, так как это значительно увеличивает массу БВД.

Другой способ связан с повышением модуля упругости материала ленты. Для примера рассмотрим одинаковые БВД с оболочками из органопластика и углепластика с идентичными схемами намотки. Лейнер при этом имеет зону химтравления по основному материалу на толщину до 1,5 мм, а также занижения по сварным швам до 0,3 мм. Жесткостные свойства оболочек приведены в таблице.



Материал композитной оболочки	Осевые перемещения $\delta_{ос} = \delta_1 + \delta_2$, мм	Радиальные перемещения $\delta_{рад}$, мм
Органопластик	11,85	2,11
Углепластик	5,95	0,98

При нагружении внутренним давлением наибольшей величины достигают растягивающие меридиональные напряжения σ_1 , поэтому они рассматриваются в качестве критерия для сравнения представленных вариантов. На рис. 4 показаны меридиональные напряжения σ_1 в наиболее нагру-

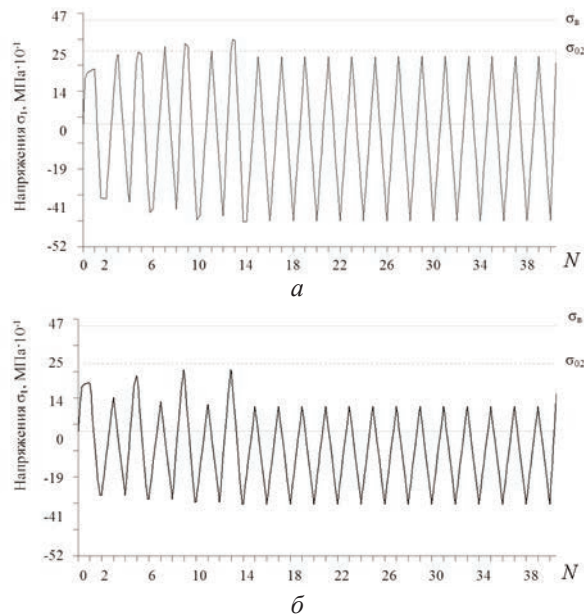


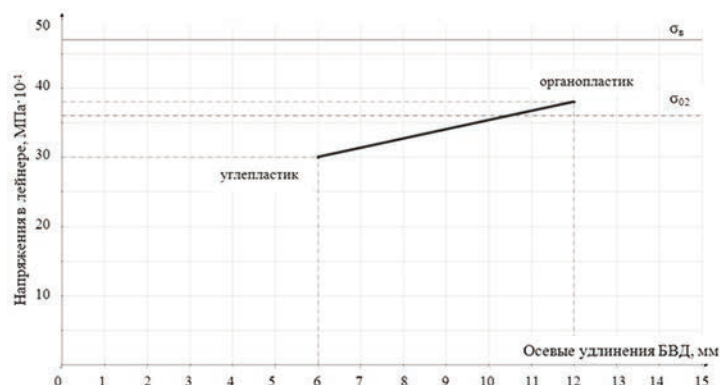
Рис. 4. Меридиональные напряжения σ_1 в лейнере с оболочкой из органопластика (а) и с оболочкой из углепластика (б)

женном фланцевом сварном шве для этих двух случаев. На графиках заметно накопление напряжений на технологических циклах и последующее их выравнивание на рабочих циклах. Из двух рассмотренных вариантов для намотки силовой оболочки БВД предпочтительнее применение углепластика, так как напряжения в опасной зоне лейнера снижаются до уровня предела текучести. При дальнейшем увеличении жесткости композитной оболочки напряжения в лейнере падают незначительно.

По результатам нагружения рабочим давлением и циклического нагружения по выбранной схеме армирования были построены зависимости напряжений в лейнере от осевой жесткости БВД (рис. 5). Видно, что при перемещениях 6 мм лейнер работает в упругой области. В этом случае предпочтительнее углепластик, так как не будет разрушения лейнера.

Задача оптимизации композитной оболочки при условии обеспечения допустимых напряжений в несилевом лейнере должна решаться на этапе проектирования конструкции.

Рис. 5. Зависимость напряжений в лейнере от осевой жесткости БВД



Итак, в результате определено напряженно-деформированное состояние лейнера в составе БВД с разными по жесткости композитными оболочками; обнаружены опасные зоны конструкции; выявлены изгибный характер нагружения лейнера, изменение интенсивности напряжений при циклическом нагружении и зависимость напряженно-деформированного состояния лейнера от жесткостных характеристик композитной оболочки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Половцев В.А., Макаров Н.В., Шилло Г.В., Сабанцев А.В., Смирнова Т.Н., Штрикман М.М. Фрикционная сварка алюминиевых лейнеров металлокомпозитных баллонов высокого давления // Сварочное производство. 2007. № 12. С. 24–28.
2. Агальцов В.И., Владимиров С.А., Дегтярев В.П. Математическое моделирование механических свойств металлов и сплавов при больших деформациях // Изв. РАН. Механика деформируемого твердого тела. 2007. № 1. С. 145–159.

МЕТОДИКА ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ МАСКА

*И.В.Прилепский, канд. техн. наук, В.А.Прилепский, канд. техн. наук,
А.Н.Коптев, докт. техн. наук (Самарское предприятие ОАО "Авиаагрегат"),
А.А.Миненков, канд. техн. наук (ОАО "Национальный институт авиационных
технологий")*

Представлен вариант микропроцессорной автоматизированной системы контроля авионики при техническом обслуживании бортовых комплексов.

Ключевые слова: микропроцессорная система, контроль, диагностика, техническое состояние, прогнозирование, приборная панель, информационный комплекс, высотно-скоростные параметры.

A METHOD TO IMPROVE QUALITY OF MAINTENANCE OF THE INTEGRATED FLIGHT ENVIRONMENT DATA SYSTEMS USING MASAC SYSTEM. *I.V.Prilepskiy, Cand.Techn.Sc, V.A.Prilepskiy, Cand.Techn.Sc, A.N.Koptev, Dr.Techn.Sc, A.A.Minenkov, Cand.Techn.Sc.*

A version of a microprocessor automated system for avionics control (MASAC) during maintenance of the airborne systems is presented.

Keywords: microprocessor system, control, diagnostics, operating conditions, prediction, instrument panel, integrated data system, altitude-airspeed parameters.

В составе современного комплекса бортового авиационного оборудования особое место занимает информационный комплекс высотно-скоростных параметров (ИКВСП), предназначенный для измерения, вычисления и выдачи экипажу и бортовым автоматическим системам информации о высотно-скоростных параметрах, температуре, угле атаки и вертикальной перегрузке самолета. Комплекс применяется на разных типах воздушных судов (ВС) как гражданской, так и военной авиации.

Система встроенного контроля обеспечивает только интегральную оценку функ-

циональной работоспособности комплекса ИКВСП, а контрольно-поверочная аппаратура дает лишь абсолютную величину измеряемого параметра и не может оценить метрологические характеристики измерительных каналов, а также эволюцию их поведения при эксплуатации во времени. Нет возможности проверить и функционирование отдельных элементов, произвести контроль технического состояния электрооборудования, измерить параметры отдельных цепей. В настоящее время данный метод обслуживания не обеспечивает безотказность системы в течение установленного ресурса.

Перспективным методом упреждающего обслуживания является метод проверки технического состояния бортовых комплексов с использованием микропроцессорной автоматизированной системы контроля авионики (МАСКА). МАСКА – унифицированный автоматический комплекс средств контроля, диагностики и прогностики состояния сложных систем бортового оборудования ВС. В ее составе имеется унифицированный системный комплекс коммутаторов, уникальные программно-аппаратные стимуляторы, анализаторы и модульные контрольно-измерительные приборы стандарта Pci eXtention for Instrumentation (PXI), а также распределенная сеть контрольно-измерительных локальных интеллектуальных коммутаторов¹.

Универсальность и гибкость структуры позволяют компоновать различные варианты системы, оптимизируя состав комплекса программно-технических средств для решения различных задач. Одним из вариантов является вариант системы «МАСКА» для технического обслуживания и снятия метрологических характеристик информационных комплексов высотно-скоростных параметров. Имеется два исполнения этого варианта

– на базе контрольно-измерительных приборов стандарта PXI для входного контроля и снятия метрологических характеристик ИКВСП перед монтажом комплекса на борт самолета в лабораторных условиях (рис. 1);

– на базе NOTE BOOK для технического обслуживания, снятия метрологических характеристик и качественных параметров

¹ Пат. 2377585 РФ, МПК G01R31/02. Автоматизированная система контроля монтажа, параметров электрических цепей и диагностики неисправностей сложных устройств электроаппаратуры и токораспределительных сетей / Прилепский В.А., Коптев А.Н., Прилепский И.В.; Заявитель и патентообладатель ООО «2PIR». – № 2008114722/28; заявл. 14.04.08; опубл. 20.10.09.

ИКВСП на борту самолета в эксплуатации.

Взаимодействие всех составных частей комплекса обеспечивает высокоскоростная вычислительная платформа и контроллер PXI. Коммутация контрольно-стимулирующих сигналов и контрольно-измерительных электрических цепей осуществляется унифицированным системным коммутатором (УСК), управление которым производится через CAN-интерфейс модуля PXI. Для измерения активного сопротивления, емкости и индуктивности используется мультиметр PXI, а для измерения сопротивления изоляции – измеритель MI 2123, который передает данные через интерфейс RS-232. Для создания условий, имитирующих полет, то есть статического и полного давлений, в состав комплекса входит авиационная тестирующая станция MPS31C, управляемая через интерфейс IEEE 488.

Программные средства системы МАСКА реализованы в среде графического программирования LabVIEW (среда разработки лабораторных виртуальных приборов). LabVIEW – мощная и гибкая программная среда, применяемая для проведения измерений и анализа полученных данных, которую можно использовать на компьютерах с различными типами современных операционных систем.

Процесс создания виртуального прибора (ВП) в виде программы на LabVIEW довольно прост. Это обеспечивает наличие лицевой панели (front panel) в виде интуитивно понятного интерактивного пользовательского интерфейса, работающего в режиме реального времени. На лицевой панели имеются

– элементы управления (controls), которые осуществляют ввод-вывод данных со стороны пользователя и управление режимами процессов контроля, диагностики и анализа данных;

– элементы индикации (indicators) входных и выходных данных, состояния актив-

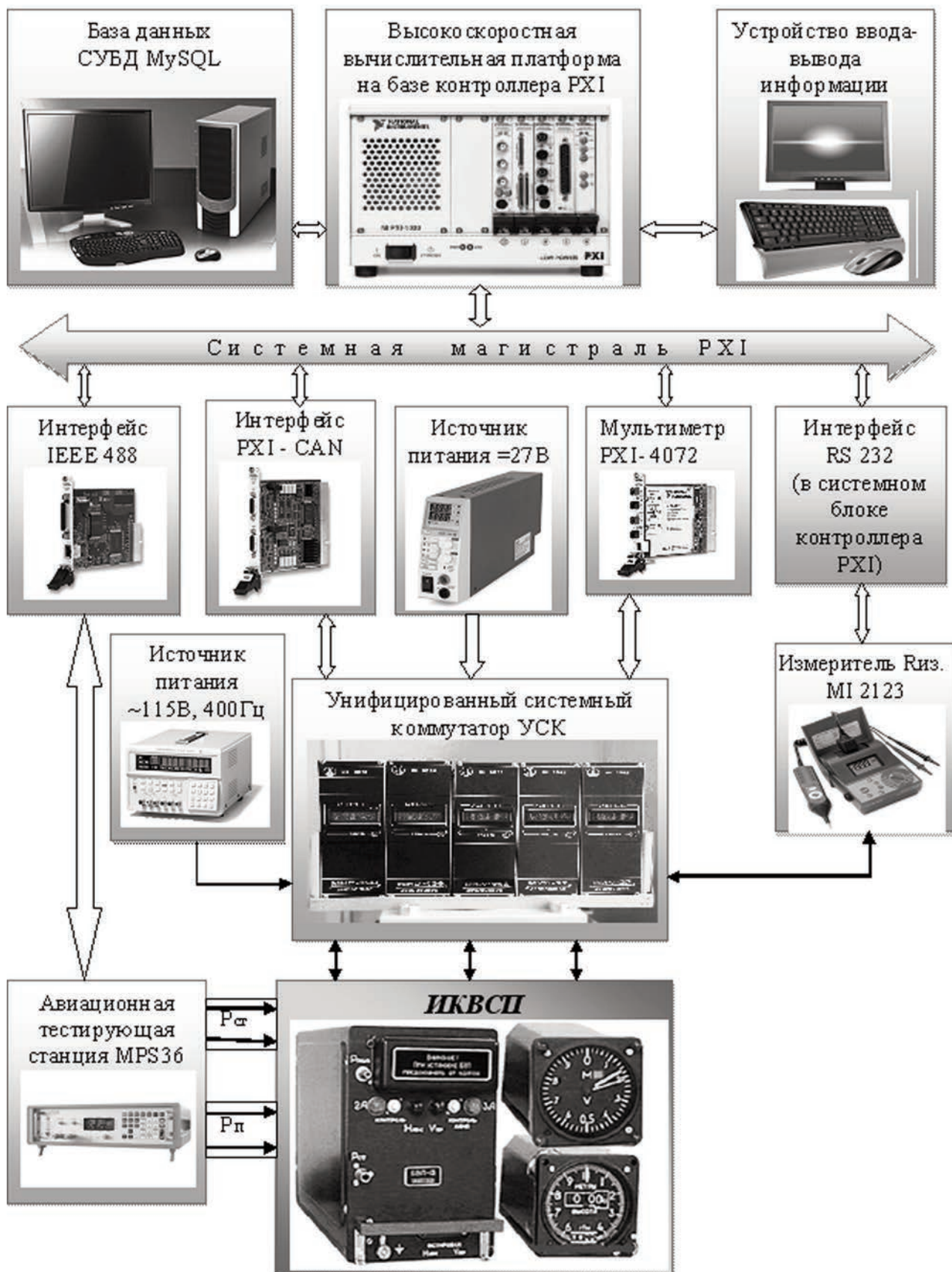


Рис. 1. Структурная схема и комплектация системы МАСКА для технического обслуживания и снятия метрологических характеристик измерительных каналов ИКВСП

ных точек коммутатора и электрических цепей контролируемых объектов в процессе контроля;

– приборная панель контролируемого объекта;

– вспомогательные элементы управления, индикации и настройки, улучшающие сервисные опции и визуализацию процесса (по ТЗ заказчика).

Концепция LabVIEW предоставляет разработчику легкую в использовании графическую оболочку, которая включает набор необходимых инструментов, где алгоритм создается в графической иконной форме (pictorial form), образующей блок-диаграмму (block-diagram). Это позволяет исключить множество синтаксических деталей. Таким образом, с помощью LabVIEW можно программировать решаемую задачу в виде графической блок-диаграммы, которая компилирует алгоритм в машинный код, что занимает меньше времени по сравнению с написанием традиционной программы.

Работа программы возможна в одном из трех режимов – тест, имитация и работа. Режим “Тест” предназначен для подачи тестовых сигналов в УСК и оценки получаемых сигналов, режим “Имитация” – для ознакомления и демонстрации принципа работы и особенностей процесса контроля. В этом режиме используется вкладка, которая формирует различные сигналы, имитирующие сигналы, получаемые с реального объекта контроля. Режим “Работа” является основным и предназначен для применения программы по назначению.

На основе анализа принципов взаимодействия элементов принципиальных схем составляется программа контроля каждой из них. Алгоритм составляется таким образом, чтобы охватить по возможности все элементы проверяемых цепей и осуществить контроль или диагностирование объекта с минимальными временными затратами и максимальной объективностью.

Система обеспечивает контроль технического состояния электрических цепей (контроль логики функционирования отдельных элементов и электрических цепей, сопротивления проводников и их изоляции); измерение параметров электрических цепей и контроль метрологических характеристик выходных элементов каналов измерения; контроль функционирования по заданным входным параметрам воздушных давлений и электрических сигналов и снятие метрологических характеристик каналов измерения.

В таблице представлены реальные параметры приборной скорости $V_{пр}$ при фиксированных значениях динамического давления, заданных программно и рассчитанных, по которым получены метрологические характеристики (рис. 2). На рис. 3 представлены метрологические характеристики выходного потенциометра канала приборной скорости.

$P_{д}$, мм рт. ст.	$V_{пр}$ (реал.), км/ч	$V_{пр}$ (расч.), км/ч	ΔV , км/ч
2,27	76,81	80,00	3,19
3,55	104,82	100,00	-4,82
8,01	146,43	150,00	3,57
14,27	200,87	200,00	-0,87
22,39	250,87	250,00	-0,17
32,29	298,54	300,00	1,46
44,32	353,47	350,00	-3,47
58,25	397,97	400,00	2,03
92,38	504,98	500,00	-4,98
135,46	594,57	600,00	5,43
188,35	598,94	700,00	1,06
252,1	807,62	800,00	-7,62

При проведении проверки на вход динамического давления подается давление 122 мм рт. ст., при котором контрольное значение приборной скорости равно 570 км/ч, при достижении заданного давления прибор отработает показание. Допустимая погрешность равна ± 5 км/ч.

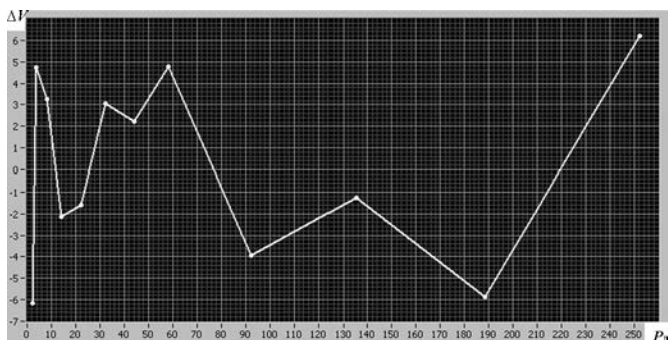


Рис. 2. Метрологические характеристики проверки канала измерения приборной скорости $V_{пр}$

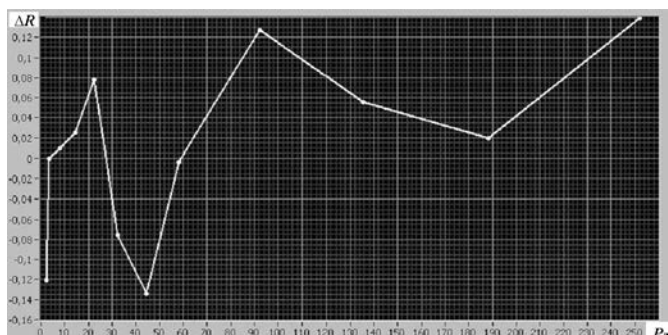


Рис. 3. Метрологические характеристики выходного потенциометра R канала приборной скорости

Затем по программе обрабатывается весь ряд значений динамического давления P_d . Результаты проверки записываются в таблицу: $V_{пр}$ (реал.), $V_{пр}$ (расч.), ΔV , а также отражаются в виде графиков $\Delta V(P_d)$ и $\Delta R(P_d)$ на рис. 2, 3.

Из таблицы и графиков следует, что погрешность канала измерения приборной скорости $V_{пр}$ находится в пределах нормы, но погрешность выходного потенциометра R находится на граничных значениях, при этом погрешность всего канала измерения приборной скорости $V_{пр}$ в незначительной степени зависит от погрешности выходного потенциометра. Это видно из графиков, где погрешности в контрольных точках выходного потенциометра компенсируются погрешностями всего измерительного канала. Однако следует обратить внимание на метрологические характеристики

выходного потенциометра, который следует заменить или провести промывку щеток, так как погрешности его и всего канала измерения приборной скорости на конечных контрольных значениях совпадают и при дальнейшей эксплуатации погрешность измерения превысит норму.

Таблица и графики заносятся в базу данных, то есть в карточку технического состояния блока БВП информационно-измерительного комплекса высотно-скоростных параметров ИКВСП. Табличные значения параметров в контрольных точках при каждой последующей проверке и снятии метрологических характеристик анализируются, определяется градиент изменения выходных параметров и срок службы блока до его замены или ремонта, таким образом упреждая отказ.

Представленный вариант структурной схемы, комплектации системы МАСКА и методика повышения качества контроля и технического обслуживания в производстве и эксплуатации ВС для информационных комплексов высотно-скоростных параметров обеспечивают

- унификацию аппаратно-программных средств контрольно-измерительных комплексов наземного оборудования для производства и эксплуатации различных типов самолетов;

- автоматический (по программе) функциональный контроль ИКВСП на различных режимах полета;

- тестовый контроль и диагностирование неисправностей и формирование матриц технического состояния основных параметров блока и системы в целом.

Система изготавливается под технические условия Заказчика и адаптируется за счет специального программного обеспечения.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ГИПОТЕЗЫ МАЙНЕРА

*Г.Ф.Рудзей, докт. техн. наук, Л.А.Адегова, канд. техн. наук
(ФГУП “СибНИИ им. С.А. Чаплыгина”)*

Установлено, что при расчетной оценке усталостной долговечности с использованием гипотезы Майнера возникают погрешности из-за остаточных напряжений, формируемых в области концентраторов напряжений при воздействии максимальных циклов программы нагружения, составляющие около 25 %.

Ключевые слова: усталостная долговечность, остаточные напряжения, гипотеза линейного суммирования повреждений.

EXPERIMENTAL ESTIMATED ERROR IN FATIGUE LIFE PREDICTION WHEN APPLYING MINER’S HYPOTHESIS. *G.F.Rudzey, Dr.Techn.Sc, L.A.Adegova, Cand.Techn.Sc.*

It is found that during estimation of the fatigue life using Miner’s hypothesis, some errors arise due to residual stresses formed in the area of stress riser under maximum cycles of the loading program, which constitute about 25 %.

Keywords: fatigue life, residual stresses, linear summation of damage hypothesis.

В практике инженерных расчетов ресурса авиационных конструкций, подвергающихся нестационарному нагружению, получило распространение равенство $\sum n_i/N_i = 1$ (n_i – число циклов приложенной нагрузки, N_i – число циклов до разрушения на i -й ступени нагружения при напряжении σ_i), впервые использованное Майнером для определения усталостного срока службы планеров самолетов. Повреждение конструкции наступает тогда, когда показатель повреждения $\sum n_i/N_i$ становится равным единице. Расчет ресурса базируется на представлении о постоянстве энергии, затрачиваемой на усталостное разрушение, и на положениях гипотезы линейного накопления усталостных повреждений. Согласно этой гипотезе, величина повреждения зависит от уровня приложенных циклов нагрузки и пропорциональна их числу; кроме того, предполагается, что нагрузки ниже предела выносливости не вносят повреждений.

Хотя основные положения гипотезы экспериментально не подтверждены, ею пользуются из-за простоты расчетов. Недостатком метода Майнера является низкая точность расчетов, так как показатель повреждения $\sum n_i/N_i$ зависит от многих факторов и может изменяться от 0,1 до 10 и более. Например, на рис. 1 приведены результаты испытаний стыковых соединений крыльев самолета Ан-12 повторным растяжением при программном нагружении в зависимости от спектра нагружения $S(\sigma_a)$ [1]. Материал – сталь 30ХГСА ($\sigma_{cp} = 180$ МПа). С увеличением $S(\sigma_a)$ значение показателя поврежде-

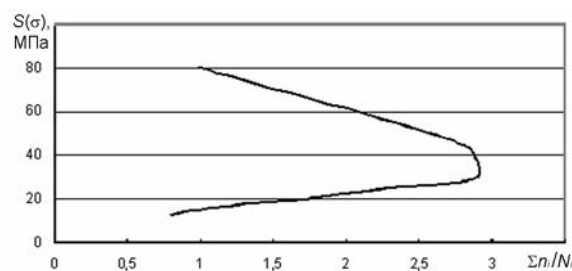


Рис. 1. Изменение $\sum n_i/N_i$ при программном нагружении

ния сначала увеличивается, затем начинает снижаться.

Авторами была проведена экспериментальная оценка погрешности прогнозирования усталостной долговечности при применении гипотезы Майнера.

Экспериментально установлено [2], что во многих случаях, когда гипотеза Майнера не дает хорошего соответствия с долговечностью образцов и элементов конструкций, сказывается влияние остаточных напряжений. Эти напряжения могут вызывать местную деформацию возле концентратора напряжений при действии наибольших нагрузок спектра. Приложение растягивающей нагрузки, превышающей предел текучести в зоне концентратора, вызывает появление возле него сжимающих остаточных напряжений, в результате чего местное результирующее напряжение при последующих растягивающих циклах нагрузки должно уменьшиться. Если минимум переменного напряжения уходит в область значительных по величине отрицательных значений, то, в силу эффекта Баушингера, в районе концентратора может возникнуть текучесть при сжатии. Это приведет к появлению растягивающих остаточных напряжений и, как следствие, к некоторому увеличению местного результирующего напряжения при растяжении в области концентратора напряжений по сравнению с ожидаемым. Было высказано предположение, что в первом случае при программных испытаниях из-за воздействия не часто встречающихся циклов максимальной нагрузки (в связи с появлением остаточных напряжений сжатия у концентратора) величина показателя повреждения больше единицы, во втором случае – меньше. Достаточно большие амплитуды нагружения будут, видимо, сами вносить решающую долю в накапливаемое усталостное повреждение, и их благоприятное влияние на усталость при меньших уровнях нагрузки будет несущественно. Малые

значения амплитуд нагружения, вероятно, не будут создавать остаточных напряжений, повышающих значения показателя повреждения.

Поскольку величина $\sum n_i/N_i$ значительно зависит от остаточных напряжений, возникающих в области концентраторов напряжений, и для каждого рассчитываемого элемента невозможно заранее определить величину остаточных напряжений, П.Р. Эдвардом [3] предложено «корректировать» кривую усталости $N = f(\sigma)$, являющуюся основой при расчете усталостной долговечности конструктивных элементов. Коррекция заключается в том, что перед испытаниями на усталость образцы следует статически нагружать, создавая в них остаточные напряжения, подобные эксплуатационным. Полученная таким образом кривая усталости смещается по отношению к кривой Велера. Пользуясь модифицированной кривой усталости, представляется возможным принять $\sum n_i/N_i = 1$. Однако при этом не учитывается релаксация остаточных напряжений в процессе циклического нагружения. Кроме того, в реальных условиях остаточные напряжения периодически восстанавливаются при повторении пиковых нагрузок спектра нагружения. Поэтому авторами работы [2] предлагается учитывать изменения остаточных напряжений в процессе испытаний на усталость либо за счет увеличения уровня растягивающих статических нагрузок, либо за счет использования кривых усталости, полученных с периодическими максимальными перегрузками на каждой ступени испытаний. С учетом величины эксплуатационных (программных) нагрузок при циклическом растяжении на образцах с концентраторами напряжений были получены обычные кривые усталости и кривые с различными вариантами статических перегрузок. Учитывая повторяемость эксплуатационных нагрузок и пользуясь кривыми усталости, был подсчитан срок службы кон-

структивных образцов по выражению Майнера. Точность расчета оценивали путем сопоставления расчетного ресурса с фактическим, полученным при испытании образцов по соответствующей программе. Сравнение результатов испытаний показало, что не часто повторяющиеся периодические перегрузки повышают долговечность образцов, а величина показателя повреждения, подсчитанная по кривым усталости с периодическими перегрузками, оказывается близкой к единице. Но возник вопрос о частоте приложения таких нагрузок.

Авторами для оценки погрешности при прогнозировании усталостной долговечности, возникающей из-за игнорирования остаточных напряжений в области концентраторов напряжений, создаваемых максимальной нагрузкой спектра нагружения, выполнен следующий эксперимент. На основании анализа программы испытаний для пассажирского самолета сформирована программа усталостных испытаний гладких образцов и образцов с отверстием (рис. 2) из листа сплава Д16АТ толщиной 2 мм. Статическая прочность образцов с отверстием 426,9 МПа, гладких образцов – 469,1 МПа. Блок программы нагружения включал три ступени: 150, 130 и 110 МПа. Для сокращения времени испытаний малые уровни напряжений были исключены. Самая высокая единичная нагрузка ($\sigma_{\max} = 150$ МПа) повторялась через каждые 120 000 циклов: 20 000 циклов при $\sigma_{\max} = 130$ МПа и 100 000 циклов при $\sigma_{\max} = 110$ МПа. Нагружение проводили до разрушения образцов.

Партия образцов из 8 штук испытывалась на машине УРМ-2000 осевой отнулевой нагрузкой по 3-ступенчатой программе на-

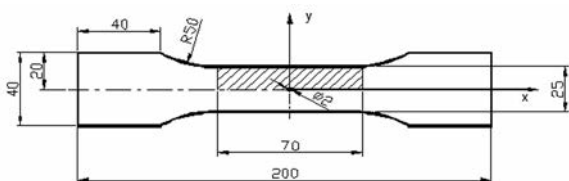


Рис. 2. Образец для испытаний

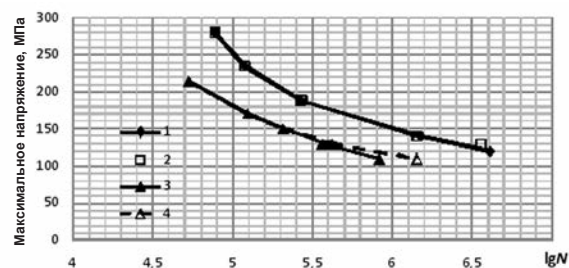


Рис. 3. Традиционные кривые усталости гладких образцов (1) и образцов с отверстием (2) и соответственно кривые усталости (3, 4) с периодически повторяющимися циклами при $\sigma_{\max} = 150$ МПа

гружения. Получено среднее логарифмическое значение долговечности $N_{\text{ср}} = 909\,500$ циклов, нижняя граница 90%-ного доверительного интервала – 761 500 циклов, верхняя граница – 1 086 000 циклов. На основании экспериментальных данных построили обычные кривые усталости и кривые усталости с перегрузками $\sigma_{\max} = 150$ МПа, повторяющимися через каждые 120 000 циклов на ступенях нагружения $\sigma_{\max} = 110$ и 130 МПа (рис. 3).

Каждая точка на кривых усталости получена по результатам испытаний 5–10 образцов. Не часто повторяющиеся относительно невысокие циклы напряжения $\sigma_{\max} = 150$ МПа практически не изменили значения долговечности гладких образцов, но повысили их у образцов с отверстием. Этот эффект тем значительнее, чем ниже уровень прикладываемого напряжения.

С использованием метода конечных элементов осуществлен расчет усталостной долговечности образца с отверстием на основании двух кривых усталости (3, 4). Была разработана конечно-элементная модель (КЭМ) образца с центральным отверстием диаметром 2 мм. Чтобы избежать влияния переходных зон на результаты исследования, в расчетную схему включена только регулярная зона образца. Для моделирования образца использовались двумерные элементы типа PLATE, в общем случае учитывающие мембранные, сдвиговые, поперечные и изгибные внутренние силовые факто-

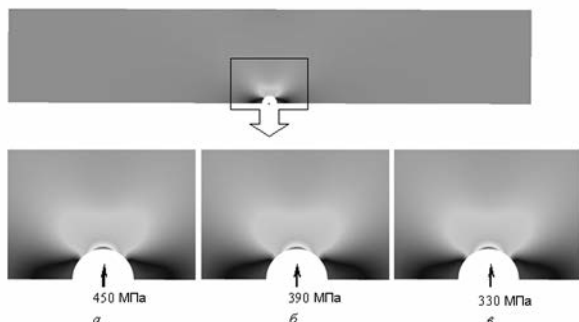


Рис. 4. Распределение максимальных главных напряжений при нагружении σ_{\max} по торцам модели, равном 150 МПа (а), 130 МПа (б), 110 МПа (в)

ры. На рис. 4 представлено распределение максимальных главных напряжений для различных случаев нагружения.

При оценке долговечности кривую усталости образца можно описать уравнениями:

$$N\sigma_{\text{брутто}}^m = A_{\text{брутто}} \quad \text{или} \quad N\sigma_{\text{нетто}}^m = A_{\text{нетто}},$$

где m , $A_{\text{брутто}}$ и $A_{\text{нетто}}$ – параметры кривой усталости, зависящие от свойств материала и конструктивно-технологических особенностей элемента или конструкции; $\sigma_{\text{брутто}}$, $\sigma_{\text{нетто}}$ – напряжение образца по сечению брутто и нетто соответственно.

Тогда расчетная долговечность определяется выражениями:

$$N_p = \frac{A_{\text{брутто}}}{\sigma_{0 \max}^m} \cdot k_{\text{тг}}^m \quad \text{или} \quad N_p = \frac{A_{\text{нетто}}}{\sigma_{0 \max}^m},$$

где $k_{\text{тг}} = 3,02$ – коэффициент концентрации напряжений (при расчете по сечению брутто); $\sigma_{0 \max}$ – максимальное значение одного отнулевого цикла, эквивалентного по вносимому усталостному повреждению всему блоку нагружения.

Расчетная долговечность при использовании обычной кривой усталости составила 679 205 циклов, а кривой усталости с единичными перегрузками – 1 016 408 циклов. Наиболее близкие результаты численного моделирования с экспериментальными данными получены при виртуальных исследо-

ваниях с применением кривой усталости с единичными перегрузками ($N_p = 1\,016\,408$ циклов): расчетная усталостная долговечность находится в пределах 90 %-ного доверительного интервала на среднее.

Использование обычных кривых усталости при численном анализе привело к занижению усталостной долговечности по сравнению с экспериментально полученным средним значением на 25 %. Если интервал между максимальным и минимальным напряжением спектра нагружения будет больше, то эффект будет значительнее. Это обстоятельство необходимо учитывать при осуществлении расчетной оценки ресурса элементов конструкций.

Показатель повреждения при программных испытаниях, подсчитанный по исходной кривой усталости, $\sum n_i/N_i = 1,34$, по кривой усталости с периодическим воздействием $\sigma_{\max} = 150$ МПа – $\sum n_i/N_i = 0,91$. Следовательно, применение кривых усталости, полученных с периодически повторяющимися циклами максимального напряжения спектра нагружения, способствует повышению точности прогнозирования усталостной долговечности при применении гипотезы Майнера.

ЛИТЕРАТУРА

1. Редковец Н.Ф. К вопросу о выборе параметров программы усталостных испытаний деталей самолетных конструкций / В сб.: Прочность и долговечность авиационных конструкций. Вып. 11. Труды конф. Киев, 1965.
2. Белов В.К., Рудзей Г.Ф., Калюта А.А. Повышение усталостной долговечности заклепочных и сварных соединений авиационных конструкций технологическими методами / Монография. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. 180 с.
3. Edward P.R. Cumulative damage in fatigue with particular reference to the effects of residual stress. ARC. C.P. / London 1971, № 1185, p. 8–37.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ЗАМКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА АВИАДВИГАТЕЛЯ ПРИ ДЕЙСТВИИ ФРЕТТИНГ-КОРРОЗИИ

Хаинг Мин, А.Н.Петухов, докт. техн. наук, Ю.И.Павлов, канд. техн. наук
(“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского)

Рассмотрено обеспечение несущей способности замковых соединений лопаток компрессора авиационного двигателя при действии фреттинг-коррозии. Представлены аналитические зависимости оценки прочностных характеристик замков лопаток.

Ключевые слова: лопатки компрессора, авиационный двигатель, замковые соединения, несущая способность.

PROVISION FOR BEARING CAPACITY OF THE INTERLOCKING JOINTS OF THE AERO-ENGINE COMPRESSOR BLADES UNDER FRETTING CORROSION. *Khaing Min, A.N.Petuhov, Dr.Techn.Sc, Yu.I.Pavlov, Cand.Techn.Sc.*

Provision for bearing capacity of the interlocking joints of the aero-engine compressor blades under fretting corrosion is considered. Analytical assessment dependences of the strength characteristics of blade roots are presented.

Keywords: compressor blades, aircraft engine, interlocking joints, bearing capacity.

Рабочие лопатки компрессоров ГТД чаще всего соединяются с дисками с помощью замков типа ласточкина хвоста, обеспечивающих простую и надежную сборку.

При эксплуатации ГТД усталостные разрушения замковых соединений могут наблюдаться при уровне амплитуд напряжений на профильной части лопатки $\sigma_0 = 55 \dots 70$ МПа. Исследования на усталость замковых соединений показывают, что сопротивление усталости их значительно ниже, чем деталей, имеющих конструктивные концентраторы напряжений (примерно $\alpha_\sigma = 3$). Более того, несмотря на высокие значения коэффициентов концентрации напряжений в галтели выступа диска ($\alpha_\sigma > 1,5$), разрушения по галтелям при испытаниях на усталость наблюдаются чаще при углах установки лопаток больше 15° в диск γ .

Исследования причин снижения сопротивления усталости замковых соединений показали, что при действии переменных и циклических нагрузок усталостное разрушение вызывается фреттинг-коррозией, раз-

вивающейся на контактных гранях хвостовиков и дисков*.

При оценке несущей способности замкового соединения следует учитывать действие крутящего момента, возникающего вследствие несовпадения линии действия нормальной силы и угла установки γ лопатки. Предельное значение действующей на лопатку силы определится по формуле

$$P_{\text{л.пред}} = 4\tau_{\text{ср}}^* b^* h^* \text{ctg}\alpha(1 - \cos\alpha), \quad (1)$$

где $\tau_{\text{ср}}^*$ – разрушающее напряжение среза;

$b^* = \frac{b_0}{\cos\gamma} \left(1 - \frac{h}{b_0} \sin\gamma \right)$; $h^* \approx 0,8h$ и h – соответственно длина и высота срезаемой части клина замка.

Принятое значение коэффициента трения $f=0$ отражает условия вибрационного воздействия на лопатку, то есть сила $P_{\text{л.пред}}$ минимальная, что идет в запас прочности. Несущая способность замкового соединения

* Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД. М.: Машиностроение, 1993. 240 с.

будет характеризоваться безразмерным параметром

$$P_{\text{л.пред}} = \frac{P_{\text{л.пред}}}{4\tau_{\text{ср}}^* b^* h^*}.$$

Как следует из эксперимента, $P_{\text{л.пред}}$ достигает максимального значения 0,3 при $f=0$ и $\alpha = 52,5^\circ$.

Нормальные напряжения в угловых точках перемычки обода диска, появляющиеся вследствие стесненного кручения под действием крутящего момента $M_{\text{к}}$, вызванного несовпадением линии действия равнодействующей нормального давления по обе стороны выступа диска, определяют как

$$\sigma_z = \frac{30M_{\text{к}} h}{H^2 b_0^2} \left(1 - \frac{2h}{b_0}\right), \quad (2)$$

где H – высота сечения;

$$M_{\text{к}} = \frac{1}{2} P_{\text{л.пред}} l \frac{\sin(\alpha - \beta)}{\cos \alpha}; \quad l = 2r_0 \beta \sin \gamma;$$

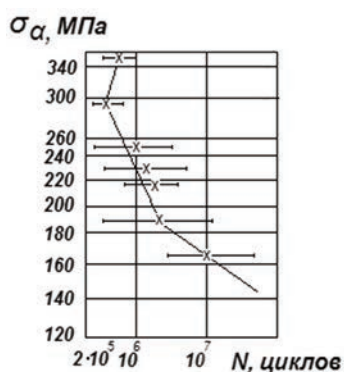
r_0 – радиус середины паза (по глубине).

Анализ этих результатов показал, что знакопеременный изгибающий момент от профильной части лопатки воспринимается по всей рабочей поверхности хвостовика, при этом максимальное значение изгибающего момента превышает экстраполированное по линейному закону от профиля лопатки до опасного (минимального) сечения хвостовика значение на 10...40% в зависимости от условий сопряжения хвостовика с выступом диска. Максимальный изгибающий момент в хвостовике зафиксирован для случая «податливого врезания» выступа диска, а минимальный – при «нависании» выступа диска относительно хвостовика. В общем случае эпюра момента на рабочей грани хвостовика имеет нерегулярный характер, что способствует возникновению фреттинг-коррозии на площадках контакта. На напряженность хвостовика влияют соотношения между изгибной жесткостью профильной части лопатки и хвостовика; угол наклона контактной грани хвостовика; величины статической составляющей.

Динамическая напряженность хвостовика с уменьшением жесткости профиля лопатки снижается, а с уменьшением угла – увеличивается. Рост статической составляющей снижает демпфирующую способность замкового соединения, увеличивает его напряженность. Результаты динамического тензометрирования хорошо согласуются с результатами анализа очагов разрушения хвостовиков при испытаниях на усталость и в эксплуатации: опасное сечение хвостовика не совпадает ни с границей контакта его с выступами диска, образующими «заделку», ни с минимальным по площади поперечным сечением хвостовика, а смещается от границы контакта примерно на 0,2...0,15 высоты грани внутрь площадки контакта.

Кроме вибрационных нагрузок от профильных частей лопаток, замковые соединения наиболее нагруженных ступеней компрессора воспринимают значительные циклически изменяющиеся нагрузки от центробежных сил. В результате повторных смещений хвостовика лопатки относительно выступа диска на площадках контакта хвостовиков и выступов дисков возникают повреждения от фреттинг-коррозии, а в зонах геометрической концентрации напряжений в галтелях пазов дисков могут появляться трещины малоциклового или многоциклового усталости. Таким образом, оба вида концентраторов напряжений – эксплуатационный, связанный с повреждениями фреттинг-коррозией, и геометрический, заложенный в конструкцию, являются потенциальными очагами разрушений.

На кривой усталости (см. рисунок), обобщающей результаты испытаний замковых соединений из стали 13X11H2B2MФ, можно выделить три участка. В диапазоне $\sigma_{\alpha} = 350...300$ МПа с показателем m_1 , близким к нулю, то есть со снижением σ_{α} , долговечность практически не изменяется и даже уменьшается. Это объясняется преобладаю-



Обобщенная кривая усталости замковых соединений из стали 13X11H2B2MФ ($T_{исп} = 20^\circ\text{C}$, $\sigma_{см} = 260$ МПа)

шим влиянием на процесс фреттинга абразивного износа, который сопровождается эффектом «самозалечивания» повреждений. Второй ($\sigma_\alpha = 350 \dots 185$ МПа) и третий ($\sigma_\alpha < 185$ МПа) участки кривой с показателями наклона $m_2 = 3,4$ и $m_3 = 12$ являются типичными для кривых усталости, а точка перелома кривых соответствует долговечности $N_0 = 2 \times 10^6$ циклов. Принимая во внимание данные, полученные при амплитуде напряжений $\sigma_\alpha = 150$ МПа, можно считать, что фактическое значение m_3 для этого участка кривой будет несколько выше. Поэтому сделанное допущение идет в запас прочности, а ощутимые погрешности (около 20 %) при прогнозировании предела выносливости будут возможны при долговечности более 10^9 циклов.

Предварительное испытание на усталость замковых соединений оказало наибольшее влияние на циклическую долговечность упрочненных хвостовиков. Долговечность их в результате повреждения контактной площадки фреттинг-коррозией уменьшилась при $\sigma_\Sigma < 900$ МПа примерно в 1,5...2 раза. Полученные результаты подтверждают отсутствие принципа суперпозиции в механизме повреждения фреттинг-коррозией титановых сплавов.

Анализируя разрушения замковых соединений, можно выделить три слабых звена, определяющих несущую способность со-

единения: выступ диска в зоне концентрации напряжений и радиуса перехода от контактной грани к дну паза; хвостовик в зоне интенсивного повреждения фреттинг-коррозией площадки контакта с выступом диска; хвостовик – по радиусу перехода от ножки к хвостовику.

Разрушение выступа диска (коэффициент концентрации напряжений $\alpha_\sigma = 3,0$) происходило только при нормальной температуре в широком диапазоне напряжений $\sigma_{\Sigma\max} = 900 \dots 600$ МПа при долговечности $N = 10^3 \dots 10^4$ циклов и в случаях, когда площадки контакта хвостовиков имели покрытия или были упрочнены. В изломах выступов диска отмечались характерные для малоциклового усталости признаки.

Преобладающими для всех замковых соединений были разрушения по контактным граням хвостовиков ($K_\sigma^{\text{фр}} \geq 3,5$). Они наблюдались во всем диапазоне $\sigma_{\Sigma\max}$ при долговечности $N \geq 5 \times 10^2$ циклов. Разрушение начиналось от поврежденной фреттинг-коррозией поверхности, основная трещина усталости распространялась по нормали к поверхности контакта, а затем по траектории действия максимальных главных напряжений. При долговечности около 10^4 циклов возможны оба вида разрушений одновременно.

Третий вид разрушения (по радиусу перехода от ножки к хвостовику, $\alpha_\sigma = 1,5 \dots 2,0$) возникал при $N > 5 \times 10^2$ циклов и чаще при повышенных температурах. При однократном нагружении срезались площадки контакта.

Таким образом, кривую малоциклового усталости для замкового соединения можно рассматривать как кривую равновероятностного разрушения узла по слабым звеньям: уменьшение вероятности разрушения от фреттинг-усталости повышает вероятность разрушения межпазового выступа или ножки, но долговечность соединения в целом не увеличивается.

Следовательно, технологические и конструктивные мероприятия, направленные на повышение несущей способности замкового соединения и надежности конструкции,

должны учитывать все слабые звенья узла: геометрические концентраторы напряжений и эксплуатационные – от повреждения фреттинг-коррозией.

Перечень статей, опубликованных в журнале «Авиационная промышленность» в 2011 году

	№	Стр.		№	Стр.
САМОЛЕТО- И ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ			ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ		
Амплитов П.А. Использование квалитметрических критериев для оценки легких экранопланов типа А на ранних этапах проектирования	3	3	Балла О.М. О выборе концевых фрез для обработки авиационных материалов на многоцелевых станках с ЧПУ	1	25
Амплитов П.А. О маневре разворота экраноплана	1	3	Балла О.М., Павликова С.Ю. Криогенный метод монтажа высокоресурсных болтовых соединений в условиях агрегатно-сборочного производства	4	30
Белых С.В., Кривенок А.А., Перевалов А.А. Обработка результатов контроля на КИМ деталей летательных аппаратов с использованием аппроксимации контура дугами	4	8	Болтенкова О.М., Кочегаров А.И. Определение параметров штамповки раздачей крутоизогнутых и ступенчатых патрубков	4	41
Васильев И.П., Костенко А.О., Шепель В.Т. Огневые испытания сигнализатора засорения масляного фильтра	2	5	Бреннер Б., Дитрих Д., Штандфус Е., Виндерлих Б., Либшер Е., Хакиус Е. Применение технологий лазерной сварки при изготовлении интегральных конструкций обшивки фюзеляжа гражданских крупногабаритных самолетов	2	22
Климина В.А., Кравцов А.Н., Мельничук Т.Ю., Миргазов М.Н., Урюпин Ю.П., Степаненко В.А. Аэродинамические характеристики натурного заправочного конуса	4	3	Горленко А.М., Пашкевич А.Г. Сверхпластическая штамповка тонкостенных деталей в производстве летательных аппаратов	1	32
Коцаева Е.И. Исследование влияния геометрических параметров экраноплана на его аэродинамические и весовые характеристики	2	3	Горленко А.М., Пашкевич А.Г., Унагаев Е.И., Колесников А.В. Пневмотермическая формовка тонкостенных элементов пневмогидросистем	4	24
Левин А.В., Мусин С.М., Рыбин А.А. Эксплуатация авиационных систем генерирования электроэнергии нового поколения по состоянию	3	7	Дунаев В.В., Громов В.Ф., Макаров А.Ф., Еремин М.В. Влияние трения на характер контактного взаимодействия болта и пластины в соединении	1	17
Мельникова Н.С. Восстановление информации отказавшего измерительного канала ГТД с использованием регрессионных моделей	4	13	Дунаев В.В., Громов В.Ф., Макаров А.Ф., Еремин М.В. Экспериментальное исследование стяжки пакета в болтовом соединении с радиальным натягом при внешнем нагружении	2	13
Тихомиров В.А., Прохоров А.Г. Определение минимальных габаритов 3D моделей в среде Unigraphics	1	12	Коваленко А.В. Концепция универсальной системы ЧПУ для современного технологического оборудования	4	36
Якимова Е.А., Оболенская Г.Д., Базаев Е.М., Егоров В.Н. Разработка метода проектирования и способа изготовления многоплоскостной многослойной тканевой преформы для изготовления закрылки крыла самолета из ПКМ	1	8	Марковцев В.А. Применение высокоресурсных листовых профилей в конструкциях ЛА	4	27

	№ Стр.		№ Стр.
Марьин Б.Н., Грачева О.А., Сысоев О.Е., Марьин С.Б., Серафимов М.А., Гаряев Р.Ф., Шпилев А.М., Шпорт В.И. Технология изготовления деталей из листовых и трубных заготовок посредством замораживания воды	1		
Орлов Б.С., Скрипкин А.А., Ермольчева Н.В. Оценка маслостойкости колец шарикоподшипников, обработанных дискретным вибрационным резанием	3	22	
Плихунов В.В., Петров Л.М., Иванчук С.Б., Зеленков В.В. Особенности процесса осаждения покрытий из плазменного потока на обрабатываемую поверхность при вакуумной ионно-плазменной обработке	4	21	
Плихунов В.В., Петров Л.М., Иванчук С.Б., Смирнова А.Н., Смирнов М.Б. Защитная способность вакуумных ионно-плазменных покрытий и технологические особенности ее формирования	2	9	
Плихунов В.В., Петров Л.М. Структурные изменения поверхностного слоя конструкционных материалов в процессе вакуумной ионно-плазменной обработки	3	13	
Плихунов В.В. Численно-экспериментальный метод моделирования процессов массопереноса и определения толщины покрытия при вакуумной ионно-плазменной обработке	3	21	
Плихунов В.В. Экспериментальный метод исследования плазменных потоков при вакуумной ионно-плазменной обработке	2	18	
Юрьев В.Л., Грибановский В.А., Старочкина С.В., Афанасьева И.А. Исследование процесса электро-алмазного шлифования упругих элементов щеточных уплотнений	3	17	
МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ			
Ильин А.А., Плихунов В.В., Петров Л.М. Формирование энергетического состояния поверхности конструкционных материалов при вакуумной ионно-плазменной обработке	2	28	
Каблов Е.Н., Полякова А.В., Васильева А.А., Горяшник Ю.С., Кириллов В.Н. Микробиологические испытания авиационных материалов	1	35	
Келина И.Ю., Шаталин А.С., Чевыкалова Л.А., Михальчик И.Л., Аракчеев А.В. Состояние и перспективы разработки ультравысокотемпературных керамических материалов для применения в гиперзвуковых авиакосмических объектах	1	40	
Клыпин А.А. Структурные превращения в термически упрочняемых сплавах в электрическом поле	4	47	
Мурашов В.В. Определение пористости углепластиков в авиаконструкциях лазерно-акустическим способом ультразвукового контроля	3	33	
Семенов М.Ю., Фомина Л.П. Математическое моделирование процесса вакуумной цементации комплексно-легированных теплостойких сталей	2	37	
Фурашов А.С., Фаткуллин О.Х., Казённов В.К., Щукарев А.К. Влияние технологии выплавки и распыления на структуру изделия из гранулированного жаропрочного никелевого сплава	2	33	
Харитонов Г.М., Хитрова О.И., Яковлев Н.О., Ерасов В.С. Закономерности поведения ВЭ деформаций в авиационных стеклах из линейных и поперечношитых полимеров при знакопеременных нагрузениях	3	28	
Хасьянова Д.У. Особенности трения пары TiNi-сталь при криогенных температурах	4	50	
КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС			
Астахов С.А., Коновалов Д.В., Кречко А.В., Щеголев Г.П. Формирование структуры эксплуатационного контроля работоспособности авиационных ГТД	4	55	
Астахов С.А., Коновалов Д.В., Супонько К.Л., Щеголев Г.П. Прогнозирование технического состояния авиационных двигателей при их эксплуатации по состоянию	1	50	
Белов В.К., Тимофеев А.Н. Анализ характеристик коррозионных повреждений, необходимых для оценки остаточной усталостной долговечности авиационных конструкций	3	37	
Киселев Д.Ю., Коптев А.Н. Совершенствование системы технического обслуживания и ремонта воздушных судов с использованием CALS-технологий	2	50	
Мельникова Н.С., Добрянский Г.В. Применение регрессионных моделей при параметрической диагностике и контроле технического состояния авиационных двигателей	2	42	
Мусатов В.А., Абрамова Е.А., Егоров В.Н. Разработка конечно-элементной модели ферменного крупногабаритного стенда для динамических испытаний	1	46	
Мусатов В.А. Напряженное состояние сварной ферменной конструкции динамического стенда	2	55	
Петухов А.Н., Павлов Ю.И., Ханг Мин. Прочность замковых соединений лопаток компрессора при циклическом нагружении	3	42	
Рудзей Г.Ф. Ускоренные усталостные испытания материалов и элементов конструкций ЛА	2	47	
Черленяк Н.Н., Шевченко И.В. Оценка качества, надежности и безопасности модулей российского сегмента МКС на начальном этапе их создания	1	55	

	№ Стр.		№ Стр.
Юрьев В.Л., Мишкина М.А. Влияние нестационарных параметров обработки на величину площади контакта при шлифовании пера лопаток компрессора ГТД	4	Прилепский И.В., Миненков А.А. Основы концептуального моделирования комплексной информационной системы управления единичным и мелкосерийным производством авиаагрегатов . . .	3 50
ЭКОНОМИКА И ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВА			
Волчкевич И.Л. Расчет необходимого количества оборудования при проектировании технологических комплексов авиационной промышленности в условиях переналаживаемого производства.	2	Со Мин У, Торпачев А.В. Компьютерная программа для поиска рациональных решений при проектировании грузоподъемных машин наземных комплексов аэрокосмического назначения	2 58
Климов А.В. Формирование маркетинговой стратегии авиационного предприятия ОПК с учетом диверсификации портфеля заказов	1	Торпачев А.В. Структурный подход к автоматизированному проектированию технологических процессов производства аэрокосмической техники	3 55
Пекарш А.И., Климов А.В. К вопросу о стратегическом развитии крупного оборонного предприятия в условиях нестационарности внешней среды	3	* * *	
		Крымов В.В., Машков В.Н. Проблемы в подготовке специалистов для предприятий машиностроения	3 61

ПРАВИЛА ОФОРМЛЕНИЯ СТАТЕЙ, НАПРАВЛЯЕМЫХ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

Необходимо выслать в адрес редакции:

– статью в виде файла формата MS Word (*.doc). Текст статьи должен быть набран 14 шрифтом через 1,5 интервала между строками. Формульные выражения выполняются только в «Редакторе формул» (MathType или Equation Editor). Иллюстрации выполняют в графических редакторах в виде файлов (*.tif, *.jpg) и 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).

Публикация в журнале бесплатная.

Телефон редакции: (499) 317-86-66.

E-mail: ap.red@yandex.ru