

МЕТОД ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО РАСШИРЕНИЯ ПОЛНОТЫ КРИТЕРИАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПЕЧЕННЫХ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ В АГРЕГАТАХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

Сообщение 1. Спеченные порошковые материалы на основе алюминия

В наших работах [1 – 2] проведен обзор и анализ состояния стратегических и тактических аспектов проблемы повышения эксплуатационных характеристик авиакосмической техники методами порошковой металлургии, обеспечивающими в настоящее время и в перспективе значимый резерв совершенствования обсуждаемых объектов, не реализуемый современными традиционными материалами и технологиями.

В [3] изложен концептуальный подход к критериальной оценке возможностей реализации этого резерва. Ниже проводится анализ полноты этой критериальной оценки перспективности расширения объема использования спеченных порошковых материалов на основе алюминия в агрегатах авиакосмической техники.

Спеченные алюминиевые сплавы обладают рядом существенных достоинств, среди которых особо значимыми являются [4 – 12]:

- дешевое исходное сырье;
- высокие физико-механические характеристики;
- высокая коррозионная стойкость;
- малая плотность;
- хорошая обрабатываемость резанием;
- малая энергоемкость изготовления (производства);
- низкие давление холодного прессования и температуры спекания, обуславливающие возможность получения относительно более крупных и сложных деталей, чем из заменяемых материалов.

К сожалению, источников информации, касающихся этих вопросов, крайне мало, хотя внедрение материалов, получаемых методами порошковой металлургии в объекты авиакосмической техники началось со середины 70-х годов прошлого столетия [4 – 12]: В [9 – 12] по-видимому в основном обобщены имеющиеся на сегодняшний день данные о свойствах порошковых материалов, в том числе на основе алюминия.

Исходя из этих обобщений и на их основе в [3] синтезирована блок-схема критериев эффективности повышения эксплуатационных характеристик (свойств) деталей самолетов путем рациональной замены традиционных материалов спеченными из порошков. В этой же работе предложены простые аналитические критериальные оценки эффективности замены материала на получаемый методом порошковой металлургии, представленные в аддитивной форме:

$$\begin{aligned}
 \bar{R}_{\text{инт}} &= \sum_{i=1}^n \alpha_i \bar{R}_{i \text{ компл}}; \\
 \bar{R}_{i \text{ компл}} &= \sum_{i=1}^m \beta_i \bar{R}_{i \text{ гр}}; \\
 \bar{R}_{i \text{ гр}} &= \sum_{i=1}^r \gamma_i \bar{R}_{i \text{ ед}}; \\
 \sum_{i=1}^n \alpha_i &= 1; \quad \sum_{i=1}^m \beta_i = 1; \quad \sum_{i=1}^r \gamma_i = 1,
 \end{aligned} \tag{1}$$

где $\bar{R}_{\text{инт}}$, $\bar{R}_{i \text{ компл}}$, $\bar{R}_{i \text{ гр}}$, $\bar{R}_{i \text{ ед}}$ – относительные критерии эффективности замены материала, соответственно, интегрального, комплексного, группового и единичного уровней, представленных в блок-схеме рис. 1 работы [3] ($\bar{R} = R_{\text{МКМ}}/R_{\text{баз}}$ или $\bar{R} = R_{\text{баз}}/R_{\text{МКМ}}$); α_i , β_i , γ_i – коэффициенты значимости соответствующих относительных критериев, определяемых экспертными оценками; n , m , r – число относительных критериев эффективности, соответственно, комплексных, групповых и единичных, синтезированных в блок-схеме рис. 1 работы [3].

Как следует из блок-схемы, полной критериальной оценке эффективности замены материалов соответствует $n = 8$, $m = 41$, а r четко не фиксируется блок-схемой, так как зависит от конкретной детали агрегата самолета, в которой производится замена материала и определяется ответственным лицом, принимающим решение (ЛПР) – руководителем проекта. Более того, ЛПР может ограничить и числа n и m , исходя из особенностей нормированной среды эксплуатации самолета и других ограничений.

С учетом сделанных выше замечаний, предлагается метод формирования потребной полноты критериальной оценки эффективности замены базового материала на получаемый методом порошковой металлургии, определяемый численным значением

$$\bar{R}_{\text{инт}}^{\text{потреб}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{потреб}}} \alpha_i \cdot \bar{R}_{i \text{ компл}}^{\text{потреб}} = N_{\text{потреб}}, \tag{2}$$

где $N_{\text{потреб}} \geq 1$ – критериальная численная оценка.

При этом в (2) включаются относительные критериальные потребные оценки группового уровня $\bar{R}_{i \text{ групп}}^{\text{потреб}}$

$$\bar{R}_{\text{компл}}^{\text{потреб}} = \sum_{i=1}^{m_{\text{потреб}}} \beta_i \cdot \bar{R}_{i \text{ групп}}^{\text{потреб}}, \tag{3}$$

а в соответствующую оценку группового уровня входят относительные критерии единичного уровня \bar{R}_{jed} :

$$\bar{R}_{jed} \text{ :}$$

$$\bar{R}_{групп} = \sum_{i=1}^{r_{потреб}} \gamma_i \cdot \bar{R}_{jed} \text{ .} \quad (4)$$

Однако, как правило, массив относительных критериальных характеристик заменяющего материала, как в собственной базе данных предприятия, реализующего проект создания самолета, в котором предполагается замена базовых материалов в деталях на формируемые МПМ, так и с учетом мониторинга, имеющегося отечественного и мирового опыта, меньше, чем потребный для реализации $N_{потреб}$.

Таким образом, численное значение располагаемой критериальной оценки

$$N_{расп} < N_{потреб} \text{ .} \quad (5)$$

Формирующие численное значение $N_{расп}$ критерии соответствующих уровней определяются формулами, идентичными (2) – (4): с заменой индексов «потреб» на «расп».

Уровень относительной полноты критериальной оценки перспективности расширения объема использования спеченных порошковых материалов взамен базовых имеет вид

$$\bar{N} = \frac{N_{расп}}{N_{потреб}} \text{ .} \quad (6)$$

Как указано выше, полная критериальная оценка эффективности замены традиционных металлов на получаемые МПМ на интегральном уровне предполагает наличие суммарного числа относительных критериев, равного

$$N_{потреб} = n_{потреб} + m_{потреб} + r_{потреб} \text{ ,} \quad (7)$$

где $n_{потреб} = 8$; $m_{потреб} = 41$; $r_{потреб} > 100$, что практически исключено не только в настоящее, но и в обозримое будущее время.

Однако едва ли столь полная оценка необходима для практического анализа перспективы роста объема такой замены. Поэтому представляется рациональным проводить оценку на основе укрупненной частичной полноты по одному из восьми комплексных относительных критериев, назначаемому ЛПР (блок-схемы работы [3]).

Для примера ниже рассмотрен комплексный критерий «Предельные состояния», включающий 8 из 10 групповых критериев. В каждом из этих групповых критериев будем учитывать ограниченное (определяющее) число единичных, по которым имеются данные как для заменяемых, так и для заменяющих материалов.

Для оценки эффективности замены традиционных металлов спеченными порошковыми материалами в деталях самолета в рамках комплексного критерия частичной полноты «Предельные состояния» в таблице 1 представлены его групповые критерии и входящие в них единичные характеристики.

Таблица 1. – Групповые критерии комплексного критерия «Предельные состояния» и входящие в них единичные характеристики

| № пп | Групповой критерий | Принимаемые аналоги | Единичные критерии (характеристики) |
|------|-----------------------|--|--|
| 1 | Статическая прочность | То же | $\sigma_e, \sigma_{0,2}$ |
| 2 | Деформативность | То же | $E, \delta_5, \%$ |
| 3 | Жаростойкость | Предельная температура эксплуатации | $T_{\text{экспл}}, \sigma_{eT_{\text{экспл}}}$ |
| 4 | Химическая стойкость | Коррозионная стойкость | КР, КП, КМК, КФ, $\sigma_{кр}$ |
| 5 | Усталость | Предел усталости, число циклов до разрушения | σ_R, N, σ_y^H |
| 6 | Ударная прочность | То же | КСУ (a_H), КСТ (a_{my}) |
| 7 | Трещиностойкость | Чувствительность к концентрации | $K_c, \sigma_y^H, \sigma_y^H / \sigma_e$ |
| 8 | Ползучесть | Предел длительной прочности и ползучести | $\sigma_{\text{час}}^T, \sigma_{0,2/\text{час}}^T$ |

Реализацию этой оценки можно осуществить, определив численные значения единичных критериев (характеристик) таблицы 1 для конкретного заменяющего материала и их аналоги для заменяемого сплава с последующим суммированием их относительных величин с соответствующими коэффициентами значимости входящих относительных групповых критериев.

Отдельные сведения по фактическим значениям единичных характеристик спеченных алюминиевых сплавов и заменяемых материалов содержатся в цитируемых выше и других источниках. При этом наиболее полная информация приведена в [9 – 13].

Так в [9] приведены характеристики освоенных еще в 70-х годах прошлого века отечественных жаропрочных спеченных сплавов из алюминиевой пудры САП-1, САП-2 и САП-3, имеющие высокую прочность при температуре 250...500°С и достаточную пластичность, прессован-

ные прутки и полосы из которых не снижают своей прочности даже после продолжительных нагревов до 30000 часов при температуре до 500°С. При этом предел прочности при 20°С холодновальцованных листов выше, чем прессованных полуфабрикатов.

Спеченный алюминиевый сплав САСІ-400 отличается повышенным модулем упругости до 90...110 ГПа при 20°С и 60...70 ГПа при 300°С.

Порошковые сплавы с медью, магнием, железом и никелем, например, СПАК-4, имеют высокую прочность при температурах 250...350°С при достаточной пластичности. Прессованные и штампованные полуфабрикаты из порошковых сплавов алюминия с магнием, цинком и медью марки ПВ 90 в состоянии термообработки Т1 превышают близкий по составу деформируемый сплав В96Ц-Т1 по пределу прочности и текучести до 15% при одинаковых условиях.

Высокомодульные сплавы алюминия с бериллием марок АБМ-1 и АБМ-1-1 по удельной жесткости E/γ вдвое превышают алюминиевые сплавы Д16.

В таблице 2 приведены основные характеристики отмеченных выше отечественных и некоторых зарубежных спеченных алюминиевых сплавов. В этой таблице и последующем изложении приняты следующие обозначения.

Направление вырезания образцов: Д – продольное; П – поперечное;

– $\sigma_{0,2}$ – условный предел текучести;

– K_I – теоретический коэффициент концентрации напряжений;

– σ_e^H – предел статической прочности при растяжении образца с надрезом;

– σ_e^T – предел прочности при растяжении при температуре T ;

– $\sigma_{кр}^Y$ – критическое напряжение при потере общей устойчивости;

– δ_5, δ_{10} – относительное удлинение после разрыва на длине $l_0 = 5d_0, l_0 = 10d_0$, где d_0 – толщина;

– ударная вязкость (работа разрушения) при изгибе образца:

КСУ(a_H) – с полукруглым надрезом;

КСV – с V-образным надрезом;

КСТ (a_{my}) – с трещиной;

– вязкость разрушения при статическом нагружении (критический коэффициент интенсивности напряжений):

при плоской деформации K_{1c} ;

при плоском напряженном состоянии K_c^Y ;

- скорость роста трещины усталости в пластине с центральной трещиной $\frac{d2l}{dN}$ (м/цикл);
- предел усталости σ_R :
 - при асимметричном цикле $R = -1$ σ_{-1} ;
 - образца с надрезом σ_y^H ;
- предел длительной прочности при заданной температуре и времени действия нагружения (100, 300 и т.д. часов) $\sigma_{1000ч}^{200^\circ C}$;
- предел ползучести (при деформации 0,2%) при заданной температуре и времени выдержки (100, 300 часов и т.д.) $\sigma_{0,2/100ч}^T$ (или $\sigma_{0,2/300ч}^T$);
- критическое напряжение разрушения при коррозии под напряжением $\sigma_{кр}$;
- твердость:
 - по Бринелю HB (МПа);
 - по Роквеллу HR (МПа);
 - по Виккерсу HV (МПа);
 - микротвердость под нагрузкой 100 г H_μ^{100} (МПа);
- плотность γ (г/см³);
- коэффициент теплопроводности λ (Вт/м·град);
- удельная теплоемкость – C (Дж/кг·град),
- температурный коэффициент линейного расширения α (1/град);
- удельное электрическое сопротивление ρ (Ом·м).

Анализируемая выше информация, на базе которой сформирована таблица 2, содержит и некоторые другие полезные сведения, выбор которых изложен ниже в качестве примера для спеченного алюминиевого порошка САП-3. Этот спеченный алюминиевый порошок получают путем последовательного брикетирования и прессования при $T = 550 \dots 580^\circ C$ и удельном давлении прессования 490...686 МПа. Плотность $\gamma = 2,775$ г/см³. Применяют для малонагруженных деталей работающих при $T_{экспл} \leq 500^\circ C$, получаемых из полуфабрикатов в виде прутков диаметром до 140 мм и полос размером 50×430 мм и толщиной до 50 мм.

САП-3 без термообработки имеет $\sigma_\epsilon = 343$ МПа, $\delta_5 = 2\%$, $\sigma_{0,2} = 294$ МПа, $\tau_{ср} = 230$ МПа. Чувствительность к концентрации напряжений: $K_I = 4$, $\sigma_\epsilon^H = 447$ МПа, $\sigma_{0,2}^H / \sigma_\epsilon = 1,2$. Ударная вязкость и работа разрушения образца с трещиной $KCU(a_H) = 6,9$ Дж/м² (у штамповки $KCU(a_H) = 7,3$ Дж/м²).

Таблица 2 – Состав и свойства спеченных алюминиевых сплавов

| Марка сплава | САП-1- (1019) | САП-2 | САП-3 | САП-1- 400 | СПАК-4 | ПВ-90 | АБМ-1, АБМ-1-1 | FVS0812 (США) | FVS1212 (США) |
|--|---|--|--|--|--|--------------------------|--|-------------------------------------|------------------------------------|
| Состав | $Al - Al_2O_3$ 6...8% Fe 0,2 % | $Al - Al_2O_3$ 9...13% Fe 0,2 % | $Al - Al_2O_3$ 14...18% Fe 0,25 % | $Al - Si$ 25...30% Ni 5...7 % Fe 0,5 % | $Al - Cu$ 1,9...2,5% Mg 1,4...1,8% Fe 0,8...1,3% Ni 0,8...1,3 % Si 0,5 % Al_2O_3 4...6 % TiO 1 % Zn 0,3% | $Al - Zn -$ $Mg - Cu$ | Al 28...32% Be 4,2...5,5% Mg, Fe 0,2%, Si 0,1 %, Ni 0,1 %, Zn 0,2...0,3% | Al 8,5%, Fe, V 1,3 %, Si 1,7% | Al 12,4%, Fe, V 1,2 %, Si 3% |
| $T_{экспл}, ^\circ C$ | 500 | 500 | 500 | 300 | 350 | 300 | 350 | 370 | 480 |
| $\gamma, г/см^3$ | 2,75 | 2,765 | 2,775 | 2,7...2,75 | 2,8 | 2,89...2,9 | 2,35 | 3,02 | 3,07 |
| $\sigma_{\epsilon 20^0}, МПа$ | 225...274 | 294...353 | 343 | 245...294 | 441 | 617...745 | 323...412 | 440...462 | 636 |
| $\sigma_{\epsilon T_{экспл} пред},$ МПа | 69 | 69 | 88 | 118...147 | – | – | – | 280 | 126 |
| $\sigma_{0,2}, МПа$ | 284...314 | 171...265 | 294 | 142...152 | 323 | 578...715 | 265...314 | – | – |
| $\sigma_R, МПа$ | 49...78 | 76...113 | 73...113 | 69 | 78...157 | 88...167 | 88...196 | – | – |
| $\sigma_{\epsilon}^H, МПа$ | 314...397 | – | 447 | 98...127 | 441 | 706...833 | 519...521 | – | – |
| $\delta_5, \%$ | 5...8 | 4...8 | 2 | 1 | 8 | 7...8,5 | 8...16 | 10...12 | – |
| K_I | 2,6...4 | 1...2,2 | 4 | 4 | 4 | 2,24 | 1...2,2 | – | – |
| $KCU(a_H),$ Дж/м ² | 13,7 | 0,9...11,8 | 6,9...7,3 | 7,8 | 9,8 | 6,9...10,7 | 14,7...29,4 | – | – |
| $KCT(a_{ту}),$ Дж/м ² | 7,8 | – | 3,4 | – | 5,9 | 5,9...7,3 | – | – | – |
| $\sigma_{0,2T пред},$ МПа | 54 | 54 | 147 | 78...83 | 59 | 470 | 78 | – | – |
| $\delta_{10T пред}, \%$ | 2 | 3,2 | 3 | 1,5...2,5 | 18 | – | 8 | – | – |
| $KCT(a_{ту}^{250}),$ Дж/м ² | 11,8 | – | 4,4 | – | – | – | – | – | – |
| $\sigma_{1000ч}^{200^0 C}, МПа$ | 88 | 88 | 100 | 49...176 | 29...78 | – | – | – | – |
| $\sigma_{0,2/100ч}^{200^0 C},$ МПа | 69 | 88 | 90 | 25...98 | 24 | – | 78 | – | – |
| $E, ГПа$ | 72 | 73 | 77 | 90...110 | 73 | 75 | 118...125,5 | – | – |
| $\rho \cdot 10^6, Ом \cdot см$ | 3,61 | 4 | 4,47 | 8...12 | 4,64 | 6,21...8,5 | 6,6 | – | – |
| $\lambda \cdot 10^6,$ Вт/м·град | 76 | 175 | 146 | 134 | 142 | 128 | 138 | – | – |
| $\alpha \cdot 10^6, 1/град$ | 21,2 | 22 | 19,5 | 13,3 | 22,3 | 24,6 | 19,2 | – | – |
| $C,$ кДж/кг·град | – | 0,879 | 0,92 | 0,87 | 0,879 | 0,83 | 1,13 | – | – |

Предел усталости на базе $N=2 \cdot 10^7$ циклов: при $R=-1$ и частоте $\nu=40$ Гц у гладкого круглого образца: $K_I=1$; $\sigma_R=113$ МПа, у круглого образца с надрезом: $K_I=2,2$; $\sigma_R=73$ МПа. Упругие характеристики: $E=76$ ГПа, коэффициент Пуассона $\mu=0,35$. Механические характеристики при низких температурах $\sigma_e^{20}=392$ МПа, $\sigma_e^{-196}=451$ МПа, $\sigma_{0,2}^{20}=314$ МПа, $\sigma_{0,2}^{-196}=421$ МПа. У прессованного прутка $\delta_5^{20}=3\%$, $\delta_5^{-196}=1\%$. У штамповки $\delta_5^{20}=6\%$, $\delta_5^{-196}=3\%$. Чувствительность к концентрации напряжений при растяжении: $K_I=4$, $\sigma_e^H=447$ МПа при $T=20^\circ\text{C}$, $\sigma_e^H=265$ МПа при $T=-196^\circ\text{C}$. При высоких температурах $\sigma_e^{20}=343\dots382$ МПа, $\sigma_e^{500}=88\dots98$ МПа, $\delta_{10}^{20}=2\dots5\%$, $\delta_{10}^{500}=1\dots3\%$.

Влияние продолжительного нагрева: при $T=250^\circ\text{C}$ $\sigma_e^{100\text{ч}}=235$ МПа, $\sigma_e^{20000\text{ч}}=205$ МПа, $\delta_5^{100\text{ч}}=5\%$, $\delta_5^{20000\text{ч}}=11\%$. Предел длительной прочности при ползучести $\sigma_{100\text{ч}}^{250}=120$ МПа, $\sigma_{100\text{ч}}^{500}=50$ МПа, $\sigma_{1000\text{ч}}^{250}=100$ МПа, $\sigma_{1000\text{ч}}^{500}=45$ МПа, $\sigma_{0,2/100\text{ч}}^{250}=110$ МПа, $\sigma_{0,2/1000\text{ч}}^{250}=90$ МПа. Модуль упругости $E^{20}=77$ ГПа, $E^{500}=49$ ГПа. Коррозионная стойкость близкая к сплаву АД1. САП-3 склонен к питтинговой коррозии ПК, но не склонен к межкристаллитной (КМК) и межслойной коррозии и коррозии под напряжением (КР). Не чувствителен к технологическому и эксплуатационному нагреву. В зависимости от назначения детали защищают анодно-оксидными, химическими и лакокрасочными покрытиями. Электрические свойства: $\rho=4,47 \cdot 10^6$ Ом·см. Теплофизические свойства $\lambda^{500^\circ\text{C}}=138$ Вт/м·град, $C^{100}=0,921$ кДж/кг·град, $C^{500}=1,13$ кДж/кг·град, $\alpha=19,5 \cdot 10^{-6}$ 1/град при $T=20\dots100^\circ\text{C}$, $\alpha=26,6 \cdot 10^{-6}$ 1/град при $T=400\dots500^\circ\text{C}$. Термообработкой сплав не упрочняется. Обработка резанием удовлетворительная.

С учетом всего отмеченного выше в заключение приведем демонстрационный пример реализации метода частичной критериальной оценки эффективности замены деформируемого алюминиевого сплава Д16(1160), получившего наибольшее распространение в авиационных конструкциях наряду с его более совершенными модификациями Д16ч (1161) и 1163, имеющими повышенную вязкость разрушения и выносливость и применяемых в новом поколении самолетов длительного ресурса в элементах конструкций, критичных по усталости. Эти сплавы применяют в конструкциях пассажирских самолетов, как правило, в естественном состаренном состоянии при температуре эксплуатации до 80°C из-за снижения коррозионной стойкости при более высоких температу-

рах нагрева, но при искусственно состаренном состоянии Т1 они имеют улучшенную коррозионную стойкость [13].

При этом условно принят в качестве заменяющего Д16 (и его модификаций) сплава спеченный порошковый материал САП-3 (см. таблицу 2). Следует еще раз подчеркнуть условность такой замены, результаты которой следует принимать только как демонстрацию предложенному нами в [3] концептуальному подходу к критериальной оценке возможности повышения эксплуатационных характеристик деталей авиаконструкций, формируемых методами порошковой металлургии, и развиваемого в настоящей статье.

В таблице 3 приведены показатели частичной полноты такой замены по комплексному критерию «Предельные состояния» (см. блок-схему критериев эффективности работы [3].) Здесь групповой критерий «химическая стойкость» выражен в баллах таблицы 235 справочника [13] и приведенной выше информации по САП-3.

В таблице 3 приведен последовательный расчет $\bar{R}_{эpi}$ и $\bar{R}_{компл}$, показавший, что относительный комплексный критерий эффективности замены Д16 на САП-3 в рамках его частичной полноты по показателю «Предельные состояния» при принятых данных составил $\bar{R}_{компл} = 1,52 > 1$, что свидетельствует об эффективности такой замены

Выводы

1. В развитие ранее предложенного концептуального подхода к критериальной оценке возможностей повышения эксплуатационных характеристик деталей авиаконструкций, получаемых методами порошковой металлургии, предложен метод ограничения полноты располагаемого объема свойств, реализованный для порошковых материалов на основе алюминия.

2. Предложенный метод позволяет лицу, принимающему решение, последовательно, по мере накопления данных о свойствах заменяющих порошковых сплавов, расширять до потребной степени полноты и достоверности область эффективного внедрения спеченных порошковых алюминиевых сплавов, охватывая необходимую номенклатуру деталей как по отдельным наиболее важным комплексным критериям для тех или иных условий эксплуатации самолета, так и постепенного приближения в прогнозах к интегральному критерию многоуровневой критериальной оценки.

3. Представляется оправданным в перспективе развить предложенный метод последовательного расширения полноты критериальных оценок на анализ его эффективности применительно к титановым и другим спеченным порошковым материалам.

Таблица 3. – Показатели частичной полноты замены деформируемого алюминиевого сплава Д16 на спеченный порошковый материал САП-3 по комплексному критерию «Пределные состояния»

| Групповые критерии | Статическая прочность | | Деформативность | | Жаростойкость | Химическая стойкость | Усталость | Ударная прочность | | Трещиностойкость | | Предел длительной прочности |
|---|-----------------------|----------------------|-----------------|----------------|---------------|----------------------|-----------|-------------------|--------------------------------|------------------|-----------------------------------|-----------------------------|
| | σ_e , МПа | $\sigma_{0,2}$, МПа | E , ГПа | δ_5 , % | | | | $T_{экспл}$, °С | Коррозионная стойкость, баллов | σ_R , МПа | КСУ (a_H), кДж/м ² | |
| Деформируемый сплав Д16, $K_{ед}^{Д16}$ | 425 | 275 | 68,5 | 11 | 80 | 2 | 78,69 | 17,6 | 6,9 | 2,6 | 397 | 45 |
| Спеченный порошковый материал САП-3, $K_{ед}^{САП-3}$ | 343 | 294 | 77 | 11 | 500 | 4 | 113 | 6,9 | 3,4 | 2,2 | 447 | 90 |
| $\bar{K}_{ед} = \frac{K_{ед}^{САП-3}}{K_{ед}^{Д16}}$ | 0,807 | 1,07 | 1,132 | 1 | 6,25 | 2 | 1,448 | 0,392 | 2,029 | 0,846 | 1,126 | 2 |
| γ_i | 0,5 | 0,5 | 0,3 | 0,7 | 1 | 1 | 1 | 0,5 | 0,5 | 0,6 | 0,4 | 1 |
| $\gamma_i \bar{K}_{едi}$ | 0,404 | 0,54 | 0,34 | 0,7 | 6,25 | 2 | 1,448 | 0,2 | 1,02 | 0,507 | 0,45 | 2 |
| $R_{едi} = \sum \gamma_i \bar{K}_{едi}$ | 0,944 | | 1,04 | | 6,25 | 2 | 1,448 | 1,22 | | 0,957 | | 2 |
| β_i | 0,25 | | 0,2 | | 0,05 | 0,1 | 0,1 | 0,1 | | 0,1 | | 0,1 |
| $\sum \beta_i R_{epi}$ | 0,236 | | 0,208 | | 0,313 | 0,2 | 0,145 | 0,122 | | 0,096 | | 0,2 |
| $\bar{R}_{компл}$ | 1,52 > 1 | | | | | | | | | | | |

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Бычков, А.С. Обзор и анализ состояния проблемы повышения эксплуатационных характеристик авиакосмической техники специальными методами порошковой металлургии. Сообщение 1. Стратегические аспекты состояния проблемы [Текст] / А.С. Бычков // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (90). – Х., 2017. – С. 24 – 39.

2. Бычков, А.С. Обзор и анализ состояния проблемы повышения эксплуатационных характеристик авиакосмической техники специальными методами порошковой металлургии. Сообщение 2. Тактические аспекты состояния проблемы [Текст] / А.С. Бычков // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(91). – Х., 2017. С. 22 – 46.

3. Бычков, А.С. Концептуальный подход к критериальной оценке возможностей повышения эксплуатационных характеристик деталей авиаконструкций, формуемых методами порошковой металлургии [Текст] / А.С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(92). – Х., 2017. – С. 42 – 54.

4. Цукерман, В.А. Порошковые и композиционные материалы [Текст] / В.А. Цукерман. – М.: Наука, 1976. – 128 с.

5. Порошковая металлургия. Материалы, технология, свойства, области применения [Текст]: справ. / И.М. Федорченко, И.Н. Францевич, И.Д. Радомесельский и др.; под ред И.М. Федорченко. – К.: Наук. думка, 1985. – 624 с.

6. Порошковая металлургия. Спеченные и композиционные материалы [Текст]: пер. с нем / под ред. В. Шатта. – М.: Металлургия, 1983. – 520 с.

7. Родомышельский, И.Д. Конструкционные порошковые материалы [Текст] / И.Д. Родомышельский, Г.Г. Сердюк, Н.И. Щербань. – К.: Техніка, 1985. – 132 с.

8. Технологические процессы получения деталей самолетов методом порошковой металлургии [Текст] / В.П. Семенченко, С.Г. Кушнаренко, С.А. Бычков, О.Ю. Нечипоренко. – Харьков: ХАИ, 1992. – 64 с.

9. Механіка руйнування і міцність матеріалів [Текст]: довідн. посібник / під заг. ред. В.В. Панасюка. – Т.9. Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій [Текст] / О.П. Осташ, В.М. Федірко, В.М. Учанин, С.А. Бичков, О.Г. Моляр та інші.; під ред О.П. Осташа, В.М. Федірка. – Львів: СПОЛОМ, 2007. – 1068 с.

10. Специальные технологии и материалы порошковой металлургии [Текст] / Д.С. Кива, С.А. Бычков, О.Ю. Нечипоренко, И.Г. Лавренко. – К.: КВИЦ, 2014. – 664 с.

11. Конструкционные материалы в самолетостроении [Текст] / А.Г. Моляр, А.А. Коцюба, А.С. Бычков, О.Ю. Нечипоренко. – К.: КВИЦ, 2015. – 400 с.

12. Порошковые материалы для авиационной и ракетно-космической техники [Текст] / А.А. Коцюба, А.С. Бычков, О.Ю. Нечипоренко, И.Г. Лавренко. – К.: КВИЦ, 2016. – 304 с.

13. Белецкий, В.М. Алюминиевые сплавы (Состав, технология, применение) [Текст]: справ. / В.М. Белецкий, Г.А. Кривов; под ред. И.Н. Фридляндера – К.: КОМИНТЕХ, 2005 – 365 с.

Поступила в редакцию 29.01.2018.

*Рецензент: канд. техн. наук, О.Ю. Нечипоренко,
ГП «Антонов», г. Киев.*