

УДК 629.7.002:658.5

С. А. БЫЧКОВ, А. А. КОЦЮБА

Государственное предприятие «Антонов», г. Киев, Украина

## СОСТОЯНИЕ И ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ НОВЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТАХ В СОВРЕМЕННЫХ УСЛОВИЯХ.

### СООБЩЕНИЕ 1. ПОДХОДЫ К ВЫБОРУ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ САМОЛЕТОВ

Проведен краткий анализ состояния и проблем применения новых конструкционных материалов класса спеченных порошковых материалов и металлических композиционных материалов для отечественных гражданских самолетов. Показано, что, несмотря на относительно малый и стабильный объем металлокерамики в составе номенклатуры применяемых материалов, этот класс материалов играет существенную роль в обеспечении высокого уровня эксплуатационных характеристик и надежности деталей и узлов самолетов, эксплуатируемых в специфических условиях.

**Ключевые слова:** конструкционные материалы, гражданские самолеты, обзор и анализ, спеченные порошковые материалы, металлические композиционные материалы.

#### Введение

Как известно [1], в одном современном летательном аппарате (самолете, вертолете, ракете) применяются сотни марок материалов различных функциональных назначений. Ведущие мировые авиастроительные фирмы в разные периоды времени показывают неодинаковые соотношения между материалами, которые используются для изготовления дозвуковых самолетов, однако эти соотношения принципиально не отличаются (рис. 1)\*.

Основными конструкционными материалами (65...75 %) на протяжении многих лет являются алюминиевые сплавы. Кроме алюминия заметное место в самолетах занимают конструкционные (среднепрочные и высокопрочные) и коррозионностойкие стали (8...10 %), титановые сплавы (1,5...3,0 %). В последние годы в авиационных конструкциях доля магниевых сплавов уменьшилась в связи с их низкой коррозионной стойкостью и увеличением календарного ресурса самолета, а объем использования титановых сплавов возрос по этой же причине. Довольно существенно увеличился объем использования полимерных композиционных материалов (ПКМ) на неметаллической, в значительно меньшей степени – на металлической матрице. По данным всех авиастроительных фирм масса ПКМ составляет до 20 % и более от массы планера самолета, потеснив алюминиевые сплавы. По информации фирмы Boeing в самолете Dreamliner B787 масса углеродно-эпоксидных компо-

зитов составляет 50 % от массы планера, что является на сегодня рекордом в применении ПКМ.

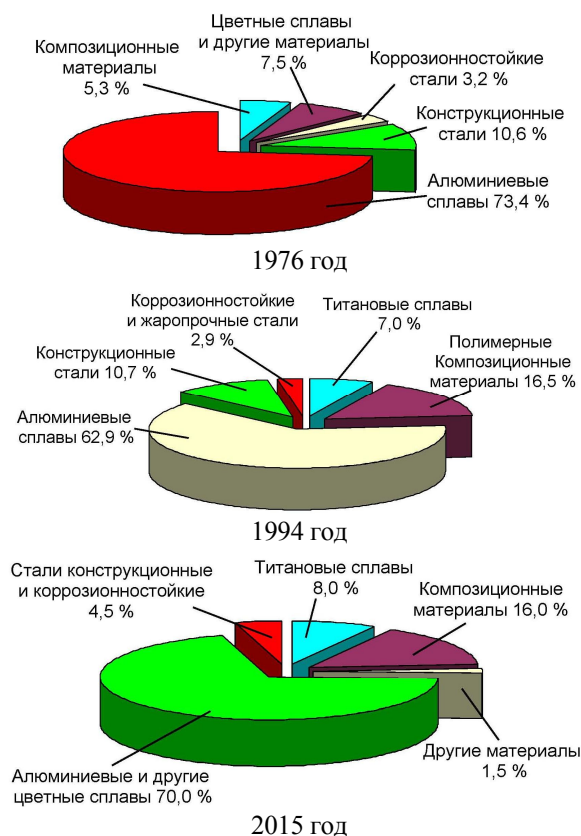


Рис. 1. Конструкционные материалы, применяемые в самолетостроении в разные годы

\* Публикуемый ниже материал частично заимствован из вводного раздела нашей монографии [1].

### Основная часть

Известно, что при выборе материала для той или иной конструкции самолета в первую очередь обращают внимание на обеспечение ее прочности и жесткости при минимальной массе, то есть на обеспечение максимальной весовой эффективности материала [2 – 4].

Весовую эффективность материала оценивают по удельной прочности  $\sigma_B/\rho$ , удельной жесткости  $E/\rho$  и удельной трещиностойкости  $K_{Ic}/\rho$ , где  $\sigma_B$ ,  $E$  – соответственно, предел прочности материала и его модуль упругости;  $\rho$  – плотность материала.

Обобщенные сравнительные характеристики материалов аэрокосмического назначения (при температуре 20 °С) показаны в табл. 1 [3].

Из данных табл. 1 видно, что по основным удельным показателям композиционные материалы существенно превосходят традиционные сплавы.

Принимая во внимание, что современные самолеты (в том числе и сверхзвуковые), а также двигатели и ракеты работают в условиях повышенных температур, часто необходимо учитывать свойства материалов при этих температурах.

Изменение характеристик прочности металлических конструкционных материалов от температуры показано на рис. 2 [2].

Таблица 1

Сравнительные характеристики материалов, применяемых в авиационных конструкциях

Материал	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Предел прочности при растяжении $\sigma_B$ , МПа	Модуль упругости при растяжении $E$ , ГПа	Удельная прочность $\sigma_B/\rho$ , км	Удельная жесткость $E/\rho$ км
Алюминиевые сплавы	2700	400...650	72	14,8...24,0	26500
Магниеые сплавы	1800	200...340	45	11,0...18,9	25000
Титановые сплавы	4500	500...1300	120	11,0...29,0	26600
Стали среднепрочные	7800	800...1300	210	10,3...16,7	27000
Стали высокопрочные	7800	1300...2300	210	16,7...29,5	27000
Композиционные материалы	1400...2600	500...1300	35...250	40...60	25000...100000

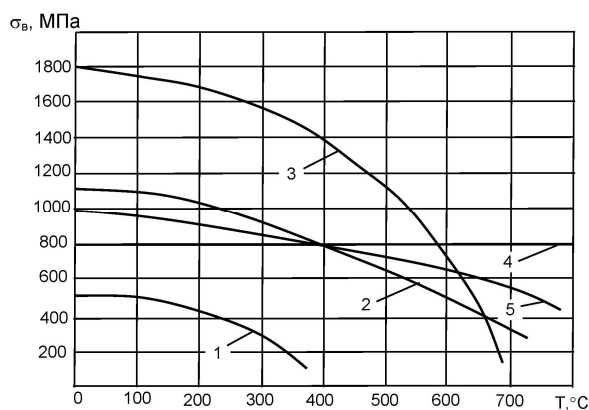


Рис. 2. Изменение характеристик прочности  $\sigma_B$  основных конструкционных материалов в зависимости от температуры Т:

1 – алюминиевые сплавы; 2 – стали средней прочности; 3 – высокопрочные стали; 4 – никелевые суперсплавы; 5 – титановые сплавы

Более наглядное представление влияния температуры на свойства материалов демонстрирует зави-

симость «удельная прочность – температура» (рис. 3).

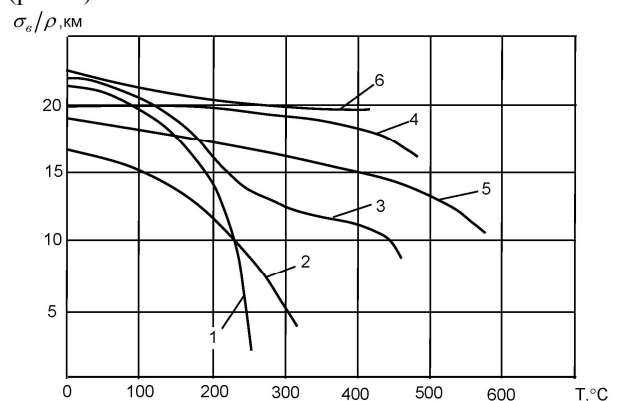


Рис. 3. Зависимость удельной прочности  $\sigma_B/\rho$  конструкционных сплавов от температуры (Т):  
1 – алюминиевый сплав В95; 2 – алюминиевый сплав Д16; 3 – титановый сплав ВТ6; 4 – легированная сталь 30ХГСА; 5 – коррозионностойкая сталь ВНС-2; 6 – титановый сплав ВТ22

Приведенные характеристики свидетельствуют, что до температуры 150 °С даже малолегированный титановый сплав ВТ6 по удельной прочности превосходит как алюминиевые сплавы, так и стали.

В температурном интервале 300-500 °С максимальную удельную прочность имеет также титановый сплав, но уже высоколегированный высокопрочный сплав ВТ22. В соответствии с этим показателем титановые сплавы являются более эффективными, чем другие конструкционные материалы, применяемые в самолетостроении.

Представленные на рис. 3 зависимости свидетельствуют о том, что, начиная с некоторого значения температуры (характерной для каждого типа сплава) наблюдается резкое снижение прочности материала, что необходимо учитывать при расчете конструкции. Кроме того, для материалов, работающих при повышенных температурах, также необходимо учитывать высокотемпературную ползучесть (или крип), которая проявляется в изменении размеров детали при постоянно действующих напряжениях, гораздо ниже предела текучести материала.

Фюзеляж традиционно изготавливают из алюминиевых сплавов: обшивка и продольный силовой набор – из сплава Д16, а поперечный силовой набор – из высокопрочных сплавов В93, В95, 1933. Удельные нагрузки на фюзеляже (кроме центральной части) незначительные.

Крыло воспринимает все нагрузки как от массы самолета, так и аэродинамические. При этом его верхняя поверхность находится в сжатом состоянии, а нижняя – в растянутом. Поэтому верхнюю часть крыла изготавливают из высокопрочного алюминиевого сплава В95, который имеет максимальную среди серийных алюминиевых сплавов удельную прочность, а нижнюю – из дуралюмина Д16, который имеет более высокие характеристики усталостной прочности. В последние годы проводятся поисковые работы по использованию высокопрочного сплава В96Ц3 для изготовления верхней части крыла (в основном по увеличению пластичности и усталостной прочности сплава).

Передние кромки крыла и оперения, обогреваемые для предупреждения обледенения, изготавливают из жаропрочного алюминиевого сплава АК4-1, а на последних самолетах – из сплава 1370 как более технологичного по сравнению со сплавом АК4-1.

Рули управления самолетом (на крыле и оперении), исходя из условий максимальной жесткости (минимальные упругие деформации при отклонении), изготавливают из высокомодульных углеродных композитов.

Оперение может быть сборным из алюминиевых сплавов, при этом подход к выбору материала такой же, как и для крыла. В новых самолетах оперение представляет собой цельную интегральную конструкцию из углеродных композитов, что обеспечивает значительный весовой эффект. Из ПКМ также изготавливают зализы крыла и оперения, обтекатели ниши шасси и другие детали.

Как было сказано выше, основными критериями выбора конструкционных материалов, в том числе алюминиевых сплавов, являются их удельные значения прочности, жесткости и усталости. Тем не менее, коррозия, которая, как правило, проявляется в конструкциях после 10-20 лет эксплуатации самолета, также выдвигает свои требования к конструированию последнего. В связи с тем, что коррозионное повреждение отодвинуто во времени от момента проектирования, а аспекты прочности, эксплуатации (простота обслуживания) и стоимость входят в противоречие с антикоррозионными требованиями, то при выборе материалов на этапе проектирования необходим осознанный компромисс. Сказанное можно подтвердить классическим примером соотношения антикоррозионных свойств и характеристик прочности алюминиевых сплавов, которые подвергают закалке и старению (рис. 4) [1].

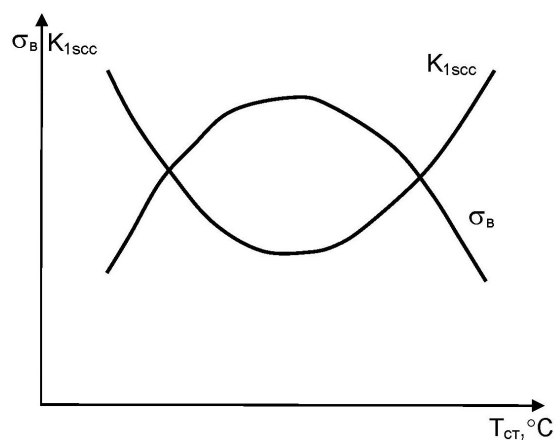


Рис. 4. Соотношение критического коэффициента интенсивности напряжений при коррозионном растрескивании  $K_{Isc}$  и предела прочности  $\sigma_B$  в зависимости от температуры старения  $T_{ст}$  алюминиевых сплавов

Как следует из рис. 4, максимальная прочность сплава соответствует минимальной коррозионной стойкости, и для обеспечения работоспособности сплава необходимо его недостарение или перестарение, что, как правило, и делают для конкретных сплавов [1]. При выборе материала конструкции с точки зрения антикоррозионных свойств необходимо также учитывать электрохимический потенциал контактирующих материалов, вид и возможность нанесения защитных покрытий, условия эксплуата-

ции и так далее.

Шасси воспринимают значительные динамические нагрузки при взлете и, особенно, посадке самолета. Алюминиевые сплавы при необходимых минимальных размерах узла по своим механическим характеристикам работать не могут. Поэтому узлы шасси изготавливают из высокопрочных титановых сплавов (BT22) или высокопрочных конструкционных сталей (30ХГСН2МА, ВКС170, ВКС210) [1]. Причем титановым сплавам в новых конструкциях отдается предпочтение также и по коррозионной стойкости [3].

Системы самолета выполняют различные функции, которые накладывают свои требования к выбору материала для их изготовления. Трубопроводы воздушной системы самолета, по которым передается горячий воздух (температура до 350 °С) от двигателя к передним кромкам крыла и оперения, можно изготавливать из тонкостенных труб из коррозионноустойчивых сталей или титановых сплавов. Поскольку титан имеет наименьший среди металлов температурный коэффициент линейного расширения  $\alpha = 9 \cdot 10^{-6}$  град<sup>-1</sup>, низкую плотность  $\rho = 4500$  кг/м<sup>3</sup> и довольно высокую прочность  $\sigma_{\text{в}} = 600$  МПа (для сплава ПТ-7М), то он является оптимальным материалом для изготовления длинномерных деталей, работающих в условиях термочиклов (-60...+350 °С) и прикрепленных к «холодному» каркасу. В этом случае требуется минимальное количество компенсаторов, которые снимают температурные нагрузки с планера самолета при термическом удлинении трубопроводов, общая длина которых в самолете достигает сотен метров. Минимальная толщина стенки трубы ограничена технологическими возможностями; масса титановых трубопроводов меньше по сравнению со стальными [5].

Таким образом, выбор материалов для деталей и узлов самолета продиктован их конструктивной особенностью, условиями работы, внешними факторами, в том числе коррозионными и тепловыми, и является творческим процессом, который в одинаковой степени требует знаний как свойств материалов, так и конструкции самолета [1].

Скромное по объему, но весьма важное по обеспечению специфических эксплуатационных функций положение занимают детали агрегатов гражданских самолетов, получаемые методом порошковой металлургии [5]. Порошковая металлургия является одним из самых эффективных технологических процессов, обеспечивающих получение деталей с заданными свойствами и формой, минимальными отходами и низкой трудоемкостью. Сравнительно небольшие производственные затраты на весь цикл изготовления изделий из порошка в

сочетании с возможностью придания им специальных свойств выдвинули технологию порошковой металлургии в разряд наиболее прогрессивных [5].

Традиционный процесс порошковой металлургии, включающий какой-либо вид формования и последующую термообработку (спекание ниже температуры плавления основного элемента), обеспечивает возможность получения изделий с широким диапазоном прочности. Однако почти во всех случаях порошковые изделия характеризуются малой пластичностью, низкой ударной вязкостью, недостаточным сопротивлением усталости, что обусловлено наличием остаточной пористости, которая варьируется обычно в пределах 5-25 % [5].

Одна из основных проблем традиционной порошковой металлургии связана с возможностью изготовления крупногабаритных изделий, поскольку при использовании прессового оборудования площадь прессуемого объекта ограничивается максимальным общим усилием прессования [5 – 7].

В традиционной металлокерамической технологии существуют ограничения и в конфигурации изделий в связи с проблемой извлечения компакта сложной геометрии из пресс-формы. Кроме того, требование по обеспечению равномерной плотности в различных сечениях изделия также обуславливает необходимость упростить конфигурацию изделия при прессовании его в пресс-форме.

Эти ограничения успешно преодолеваются благодаря применению специальных и разработке новых технологических процессов в порошковой металлургии. Большие достижения в разработке высокоэффективных способов получения и последующей обработки порошка, а также значительные успехи в научно-обоснованном конструировании порошковых материалов и изделий способствуют расширению областей применения металлокерамики во всех отраслях промышленности, в том числе и авиационной.

Приоритетным направлением развития современного порошкового материаловедения является нанотехнология. Верхний предел размеров зерен наноматериалов составляет около 100 нм, нижний предел равен размеру атомов или молекул [5].

В авиационной промышленности применяются многие спеченные порошковые материалы [5]:

- бериллий, применение которого обусловлено сочетанием его низкой плотности ( $\rho = 1845$  кг/м<sup>3</sup>), высокой температуры плавления ( $T_{\text{пл}} = 1285$  °С), высокого модуля упругости ( $E = 280$  ГПа), коррозионной стойкости в атмосфере, что обеспечивает снижение массы деталей на 30...60 % [6] и компенсирует его высокую стоимость [7];

- порошковые титановые сплавы, а также широкая номенклатура титановых сплавов, получае-

мых гранульной металлургией, детали из которых сравнимы по качеству с литыми или деформируемыми;

- порошковые алюминиевые сплавы, позволяющие получать детали с высокими механическими свойствами (табл. 2 [8], табл. 3 [9]);

- получаемые методом гранульной металлургии жаропрочные никелевые сплавы, например, ЭП-741НП, свариваемый сплав АЖК системы Ni-Cr-Mo-Al-Co-Nd-Hf, применение которого позволяет отказаться от болтовых соединений дисков в барабане компрессора высокого давления авиационного газотурбинного двигателя, используя вместо этого электронно-лучевую сварку [8];

- интерметаллиды на основе алюминидов железа, титана, никеля, ниобия, являющиеся гранульными материалами нового поколения для ракетно-космической и авиационной техники [8].

Дисперсно-упрочненные материалы для авиационной техники, прототипом которых явился спеченный алюминиевый порошок САП [10 – 11], приведены в табл. 4 [12].

Достаточно давно в самолетостроении применяются металлокерамические фрикционные и анти-

фрикционные материалы [1]. Первым потребителем спеченных фрикционных накладок была именно авиационная промышленность [13].

В тормозах посадочных устройств современных самолетов применяют фрикционные материалы на основе керметов. Использование таких материалов помимо восприятия больших динамических нагрузок уменьшает массу и объем конструкции [14].

Связующей фазой фрикционного композита служат, главным образом, медные сплавы, обладающие хорошей теплопроводностью, а в особых случаях – железо и его сплавы. Неметаллическими компонентами являются оксиды ( $Al_2O_3$ ,  $SiO_2$ ,  $TiO_2$ ,  $MgO$  или муллит), а также силикаты. Объемное содержание этих компонентов составляет 50 %. Для модификации трибологических параметров добавляют графит, легкоплавкие металлы, сульфиды, карбиды и фосфаты [14]. Преимущество трибопары «кермет – кермет» заключается в выравнивании трибологических характеристик и улучшении прирабатываемости, что позволяет передать более высокий тормозной момент и увеличить стойкость трущихся деталей [14].

Таблица 2

Свойства сплавов на основе алюминия с литием и бериллием

Состав сплава		Предел прочности при растяжении $\sigma_B$ , МПа	Предел текучести условный $\sigma_{0,2}$ , МПа	Относительное удлинение после разрыва $\delta$ , %	Модуль упругости при растяжении E, ГПа	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>
Сплавы фирмы «Элайд-Сигнал» (США)	Al-2,9 % Li-1,5 % Cu-0,8 % Mg-0,4 % Zr (Сплав 641)	598	460	8,1	-	-
	Al-3,4 % Li-0,8 % Cu-0,4 % Mg-0,5 % Zr (Сплав 643)	582	458	6,5	-	-
	Al-3,0 % Li-0,9 % Cu-0,4 % Mg-0,4 % Zr (Сплав 644)	534	431	6,7	-	-
Al-10 % Be		163	117	29,0	90,7	2588
Al-10 % Be		209	165	16,2	90,7	2588
Al-20 % Be		272	239	10,6	-	2482
Al-40 % Be		379	291	5,0	144,0	2281
Al-10,5 % Be- 3,1 % Li		538	472	3,5	95,0	2374
Al-9,3 % Be-1,8 % Li		361	285	11,0	94,0	2464
Al-9,8 % Be-3,6 % Li		510	483	2,0	96,0	2341
Al-11,0 % Be-2,5 % Li		500	427	6,0	93,0	2418

Таблица 3

## Механические свойства гранульных алюминиевых сплавов

Сплав	Предел прочности при растяжении $\sigma_B$ , МПа	Предел текучести условный $\sigma_{0,2}$ , МПа	Относительное удлинение после разрыва $\delta$ , %
Высокопрочный Al-Zn-Mg-Cu	650	600	6
Свариваемый Al-Zn-Mg	550	500	8
Криогенный Al-Cu	500	450	10
Термически неупрочняемый Al-Mg	400	300	14
Сверхлегкий Al-Li	500	450	3

Таблица 4

## Дисперсно-упрочненные материалы, применяемые в авиастроении

Материал матрицы	Упрочняющие тугоплавкие соединения	Объемная доля упрочняющей фазы, %	Метод введения упрочняющей фазы	Характерные свойства	Назначение
Алюминий	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	10...14	Поверхностное окисление при распылении расплава и последующий размол	Высокая жаропрочность, коррозионная и радиационная стойкость	Авиационная техника для длительной работы при температуре 300...500 °С и кратковременной при температуре 700...1000 °С в коррозионных условиях
Бериллий	BeO, Be <sub>2</sub> C	20...22	Поверхностное окисление порошков бериллия, смешивание порошка бериллия с сажей и термическая обработка для получения Be <sub>2</sub> C	Высокое сопротивление ползучести, коррозионная стойкость в воде под давлением	Авиационная техника
Магний	MgO, BeO	1,0...1,1	Окисление при размоле в контролируемой окислительной газовой среде	Радиационная стойкость	Ракетостроение, авиационная техника (при дополнительном легировании бериллием)
Никель	ThO <sub>2</sub> , HfO <sub>2</sub> , ZrO <sub>2</sub> , Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2...3	Химическое осаждение из растворов солей и водородное восстановление в растворах	Высокая жаропрочность	Авиационная техника, работающая при температурах выше 1000 °С
Хром	MgO	-	Механическое смешивание	Жаростойкость и коррозионная стойкость	Авиационная техника

Фрикционная пара с двумя спеченными материалами применена в авиационном тормозе англо-французского самолета «Конкорд» [13].

В бывшем Советском Союзе для дисковых тормозов самолетов разработаны металлокерамические материалы марок ФМК-8, ФМК-11, ФМК-11М и МКВ-50А, работающие в паре с чугуном ЧНМХ или сталью марки 3Х13. Материалы изготавливаются на железной основе, причем металлокерамика марки ФМК-8 содержит минимальное количество железа (49,5...51,5 %) и максимальное количество легирующих элементов – никеля, вольфрама и хрома. Остальные металлокерамики имеют значительно больший процент железа, а указанные легирующие элементы в них отсутствуют [15].

Для обеспечения заданной износостойкости и прирабатываемости твердость металлокерамики после спекания должна быть в следующих пределах: для ФМК-8 – 60...85 HRF, ФМК-11 и ФМК-11М – 65...95 HRF, МКВ-50А – 70...85 HRF. При этом твердость контртела из чугуна марки ЧНМК должна быть 160...220 НВ, а твердость контртела из стали марки 3Х13 – 270...300 НВ. Увеличение твердости как металлокерамики, так и чугуна резко ухудшает взаимную прирабатываемость [15].

Основные характеристики металлокерамических фрикционных материалов, применяемых для дисковых авиационных тормозов, приведены в

табл. 5 [15].

В системах механизации крыла самолета, бортовых погрузочных кранах, средствах наземного обслуживания авиационной техники и других узлах трения применяют тормозные диски из металлокерамического материала ФМК-79. Фрикционная металлокерамика ФМКМ-1 применяется для фрикционных электромагнитных и предохранительных муфт авиационных агрегатов (табл. 6 [1]).

В узлах трения самолетов, работающих в условиях полусухого трения, при отсутствии или недостаточности смазки применяют подшипники из антифрикционных самосмазывающихся бронзографитовых или железграфитовых композиций, получаемых прессованием и спеканием порошков металла и графита [13].

Важным качеством металлокерамических материалов является пористость (объем пор 20...40 %) и способность впитывать большие количества масла. Подшипники из таких материалов перед применением пропитывают маслом при температуре 100...120 °С. Этого запаса масла хватает на несколько месяцев работы. Пропитку рекомендуется периодически повторять, предварительно растворив старое масло. Для увеличения срока службы в конструкции подшипника предусмотрены карманы, заполняемые маслом [13].

Таблица 5

Характеристики фрикционных материалов

Пара трения	Коэффициент трения, $f$	Стабильность коэффициента трения, $\alpha_{ст}$	Интенсивность износа, мкм/торможение	
			Металлокерамический диск	Контртело
ФМК-8+ЧНМХ	0,16...0,20	0,65	16	4
ФМК-11+ЧНМХ	0,25...0,29	0,77	22	4
ФМК-11М+ЧНМХ	0,22...0,27	0,70	22	6
ФМК-11+3Х13	0,18...0,22	0,80	24	6
МКВ-50М+ЧНМХ	0,34...0,38	0,77...0,80	20	4

Таблица 6

Физико-механические свойства фрикционных материалов

Марка материала	Основа металлокерамики	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Твердость	Предел прочности при растяжении $\sigma_B$ , МПа	Коэффициент трения, $f$
ФМК-79	Порошок железа	5500...5600	80...105 HRF	40 – 50	0,3-0,4 по чугуна ЧНМХ; износ $\leq 12$ мкм за 1 тормож.
ФМКМ-1	Порошок меди	7000...7500	30...40 НВ (до мех. обр.) 40-60 НВ (после мех. обр.)	50 – 60	0,28-0,30 по хромистов. стали; износ $\leq 8$ мкм за 1 тормож.

Железографитовые материалы (воизиты) представляют собой смесь 97...98 % железа, полученного электролитическим осаждением, с 2...3 % графита и небольшими добавками порошка меди и свинца. Для увеличения пластичности и ударной вязкости в смесь вводят до 7 % никеля [13]. В авиационной технике применяют железографиты следующих марок (первая цифра указывает содержание графита в шихте, вторая – процентный объем пор): ЖГ-3-30 – для легких нагрузок; ЖГ-7-25 – для средних нагрузок; ЖГ-3-20 – для больших нагрузок [13].

Бронзографитовые материалы представляют собой спеченные антифрикционные материалы на основе меди, содержащие 6...12 % олова и 1...25 % графита. Масловпитываемость этих материалов составляет 2,5...3,5 %. Бронзографиты применяют в качестве подшипникового материала для работы в узлах трения при скорости скольжения менее 1,5 м/с и нагрузке 0,5...1,0 МПа. Они заменяют литые бронзы и латуни [17].

В самолетостроении широко применяются свертные и цельнотянутые втулки из металлофторопластовой ленты, отличающиеся высокой работоспособностью. Металлофторопластовая лента представляет собой композиционный материал, состоящий из омедненной стальной подложки с припеченным пористым бронзовым слоем, пропитанным фторопластом (политетрафторэтиленом) с дисульфидом молибдена (либо графитом). Стальная подложка обеспечивает механическую прочность, а бронзовый слой – прочное соединение твердого

смазочного материала с подложкой. Пористая бронза улучшает теплопроводность подшипника, снижая температуру на опорной поверхности [16].

Металлофторопластовые подшипники эксплуатируются в диапазоне температур от -200 до +280 °С. Они удовлетворительно воспринимают динамические нагрузки, хорошо переносят запыленную среду, могут работать при колебательном и возвратно-поступательном движении [16].

Достаточно продолжительное время в практике ГП «Антонов» используются металлические композиционные материалы (МКМ): алюминиевые сплавы, армированные непрерывными волокнами бора, углерода, стальной проволокой [18], позволяющие значительно снизить массу элементов конструкции планера самолета, обеспечив их высокое качество и надежность. Наиболее полно отработаны технологические процессы изготовления полуфабрикатов (листов, полос, профилей) из следующих МКМ:

- боралюминия ВКА-1 на основе алюминия АД1, армированного непрерывными волокнами бора;

- боралюминия ВКА-2 на основе алюминиевого сплава АДЗЗ, армированного волокнами бора;

- углеалюминия ВКУ-1 на основе алюминиевого сплава, армированного углеродной лентой;

- сталеалюминия КАС-1А на основе алюминиевого сплава АВ, армированного стальной проволокой ВНС-9.

Основные физико-механические свойства однонаправленных МКМ приведены в табл. 7 – 9 [18].

Таблица 7

Физико-механические свойства боралюминия, армированного непрерывными волокнами бора

Механические свойства	Температура испытаний	Показатели механических свойств	
		ВКА-1	ВКА-2
Предел прочности вдоль армирования при растяжении $\sigma_{B0}$ , МПа	20	1150	1250
Предел прочности поперек армирования при растяжении $\sigma_{B90}$ , МПа	20	100	180
Предел прочности вдоль армирования при сжатии $\sigma_{B\text{сж}0}$ , МПа	20	1400	2000
Модуль упругости вдоль армирования при растяжении $E_0$ , ГПа	20	220	220
	200	185	185
Модуль упругости поперек армирования при растяжении $E_{90}$ , ГПа	20	95	100
Модуль упругости вдоль армирования при сжатии $E_{\text{сж}0}$ , ГПа	20	220	220
Предел прочности при сдвиге, $\tau_B$ , МПа	20	75	115
	250	-	95
Модуль сдвига $G$ , ГПа	20	-	23
	250	-	23
Предел прочности при изгибе $\sigma_{\text{визг}}$ , МПа	20	1450	1700
Коэффициент Пуассона	20	$\mu_{0,90}$	0,28
		$\mu_{90,0}$	0,07
			0,21
			0,1



Окончание табл. 7

Механические свойства	Температура испытаний	Показатели механических свойств	
		ВКА-1	ВКА-2
Осевое пульсирующее напряжение (растяжение), МПа	20 $\nu = 3...5$ Гц	900 ( $1 \cdot 10^5$ циклов)	950 ( $1 \cdot 10^5$ циклов)
Остаточная прочность, МПа	20	800...1000	850...1000

Таблица 8

Физико-механические свойства углеалюминия ВКУ-1, армированного однонаправленными углеволокнами

Механические свойства	Минимальные показатели механических свойств
Предел прочности вдоль армирования при растяжении $\sigma_{B0}$ , МПа	735
Предел прочности поперек армирования при растяжении $\sigma_{B90}$ , МПа	49
Предел прочности вдоль армирования при сжатии $\sigma_{B сж 0}$ , МПа	588
Модуль упругости вдоль армирования при растяжении $E_0$ , ГПа	225,4
Модуль упругости вдоль армирования при сжатии $E_{сж 0}$ , ГПа	294
Предел прочности при сдвиге, $\tau_B$ , МПа	117,6
Коэффициент Пуассона $\mu_{0,90}$	0,28
Предел выносливости на базе $10^7$ циклов ( $\nu=33$ Гц, $R=1$ )	294

Таблица 9

Физико-механические свойства сталеалюминия КАС-1А, армированного стальной проволокой ВНС-9

Механические свойства	Объемное содержание проволоки, %		
	15	25	40
Предел прочности вдоль армирования при растяжении $\sigma_{B0}$ , МПа	735...833	882...1078	1323...1520
Предел прочности поперек армирования при растяжении $\sigma_{B90}$ , МПа	246...294	245...294	245...294
Модуль упругости вдоль армирования при растяжении $E_0$ , ГПа	89,240	106,892	114,738
Предел текучести условный $\sigma_{0,2}$ , МПа	451...480	588...637	1128...1126
Предел прочности при сдвиге $\tau_B$ , МПа	59...118	59...118	59...118
Сопротивление усталостному разрушению $2 \cdot 10^7$ циклов	-	-	294
Коэффициент Пуассона $\mu$	0,29	0,28	0,26
Относительное удлинение после разрыва $\delta$ , %	3...3,5	2...3	2...3
Ударная вязкость при изгибе $a_n$ , Дж/м <sup>2</sup>	-	9806	9120
Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	-	4740	-
Температурный коэффициент линейного расширения $\alpha$ , 1/град	-	$15,2 \cdot 10^{-6}$ ( $T=20...100^\circ\text{C}$ )	-
Коэффициент теплопроводности $\lambda$ , Вт/м·град	-	114	-
Удельная теплоемкость $c$ , кДж/кг·град	-	-	0,574
Удельное электрическое сопротивление $\cdot 10^{-6}$ Ом·м	-	-	0,054

Материалы ВКА-1 и ВКА-2 рекомендуются к применению в качестве подкрепляющих элементов деталей, деталей силового набора фюзеляжа и крыла самолета (лонжерон, силовой шпангоут, гнутые профили, трубы, подкосы и другие) для повышения удельных характеристик прочности и жесткости.

Углеалюминий ВКУ-1 рекомендуется к применению в качестве усиливающих элементов самолетных конструкций, в том числе с криволинейной поверхностью. Основные механические свойства материала ВКУ-1 приведены в табл. 8 [18] для листов толщиной 0,5...15 мм.

Композиционный материал КАС-1А рекомендуется к применению в качестве однонаправленных упрочняющих элементов конструкций из алюминиевых сплавов.

### Выводы

1. Проведен обзор и анализ применения конструкционных материалов в гражданских самолетах в разные годы до настоящего времени и показано, что в практике мирового и отечественного самолетостроения имеет место перманентное снижение доли объема алюминиевых и стальных сплавов, стабильный объем титановых сплавов и увеличение доли объема ПКМ, особенно в самолетах ведущих зарубежных фирм, что требует отдельного углубленного анализа, ориентированного на первопричины и закономерности внедрения полимерных композитов в гражданских самолетах.

2. Анализ номенклатуры технологий и реализуемых ими эксплуатационных свойств металлических конструкционных материалов, получаемых эффективными методами порошковой металлургии, убедительно свидетельствует о том, что, несмотря на относительно небольшой долевым объем деталей из этих материалов, в общем балансе применяемых в планере самолета, их стабильное внедрение обеспечивает создание изделий с уникальными свойствами, которые невозможно получить другими методами производства, при минимальных отходах и низких трудозатратах.

3. Исследованы традиционно применяемые в ГП «Антонов» металлические композиционные материалы, эксплуатационные характеристики которых свидетельствуют об их неоспоримых преимуществах.

### Литература

1. Конструкционные материалы в самолетостроении [Текст] / А. Г. Моляр, А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко. – К. : КВИЦ, 2015. – 400 с.
2. Житомирский, Г. И. Конструкция самолетов [Текст] / Г. И. Житомирский. – М. : Машиностроение, 1991. – 400 с.
3. Кривов, Г. А. Технология самолетостроительного производства [Текст] / Г. А. Кривов. – К. : КВИЦ, 1997. – 459 с.
4. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст] / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац ин-т», 2014. – Ч. 2. – 326 с.
5. Специальные технологии и материалы порошковой металлургии [Текст] / Д. С. Кива, С. А. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. Г. Лавренко. – К. : КВИЦ, 2014. – 664 с.
6. Физическая энциклопедия [Текст] / гл. ред. А. М. Прохоров. – М. : Большая Российская энциклопедия, 1998. – Т. 2. – 703 с.

7. Физическая энциклопедия [Текст] / гл. ред. А. М. Прохоров. – М. : Большая Российская энциклопедия, 1998. – Т. 5. – 760 с.

8. Металлография титановых сплавов [Текст] / под ред. С. Г. Глазунова, Б. А. Колачева. – М. : Металлургия, 1980. – 368 с.

9. Смырягин, А. П. Промышленные цветные металлы и сплавы [Текст] / А. П. Смырягин, Н. А. Смырягина, А. В. Белова. – М. : Металлургия, 1974. – 488 с.

10. Авиационные материалы [Текст]. – М. : ВИАМ, 1973. – Т. 5 – 584 с.

11. Белецкий, В. М. Алюминиевые сплавы (состав, свойства, технология, применение) [Текст] / В. М. Белецкий, Г. А. Кривов. – К. : КОМИНТЕХ, 2005. – 365 с.

12. Титановые сплавы в самолетах АНТК им. О. К. Антонова [Текст] / О. М. Ивасишин, А. Г. Моляр, С. Л. Антонюк, В. А. Трофимов // Ti-2005 в СНГ : тр. междунар. конф. – К. : ИМФ НАН Украины, 2005. – С. 289 – 305.

13. Федорченко, И. М. Современные фрикционные материалы [Текст] / И. М. Федорченко, В. М. Крячек, И. И. Панаюти. – К. : Наук. думка, 1975. – 336 с.

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

15. Александров, В. Г. Справочник по авиационным материалам и технология их применения [Текст] / В. Г. Александров, В. И. Бабанов. – М. : Транспорт, 1979. – 264 с.

16. Анциферов, В. Н. Порошковая металлургия и напыленные покрытия [Текст] / В. Н. Анциферов, Г. В. Бобров, Л. К. Дружинин. – М. : Металлургия, 1987. – 792 с.

17. Словарь-справочник по трению, износу и смазке деталей машин [Текст] / В. Л. Зозуля, Е. Л. Шведков, Д. Я. Ровинский, Э. Д. Браун. – К. : Наук. думка, 1990. – 204 с.

18. Руководящие технические материалы для конструкторов: РТМ-87 [Текст]. – К. : АНТК «Антонов», 1987. – 387 с.

### References

1. Molyar A. G., Kotsiuba O. A., Bychkov A. S., Nechiporenko O. Yu. *Konstruktivniy materialy v samoletostroenii* [Construction materials in aircraft]. Kyiv, KVITS Publ., 2015. 400 p.
2. Zhitomirskii G. I. *Konstruktivniy materialy v samoletostroenii* [The design of the aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991. 400 p.
3. Krivov G. A. *Tekhnologiya samoletostroitel'nogo proizvodstva* [Technology aircraft manufacturing production]. Kyiv, KVITS Publ., 1997. 459 p.
4. Kiva D. S., Grebenikov A. G. *Nauchnye osnovy integrirovannogo proektirovaniya samoletov transportnoi kategorii. Part 2* [Scientific bases of designing integrated transport category airplanes]. Kharkov, National Aerospace University Kharkov Aviation Institute Publ., 2014. 326 p.
5. Kiva D. S., Bychkov A. S., Nechiporenko O. Yu. *Spetsial'nye tekhnologii i materialy poroshkovoy metallurgii* [Special technologies and materials of powder metallurgy].

der metallurgy]. Kyiv, KVITS Publ., 2014. 664 p.

6. *Fizicheskaya entsiklopediya* (ed.: Prokhorov A. M.) [Physical encyclopedia]. Moscow, Bol'shaya Rossiiskaya entsiklopediya Publ., 1998, Part 2. 703 p.

7. *Fizicheskaya entsiklopediya* (ed.: Prokhorov A. M.) [Physical encyclopedia]. Moscow, Bol'shaya Rossiiskaya entsiklopediya Publ., 1998, Part 5. 760 p.

8. *Metallografiya titanovykh splavov* (ed.: Glazunova S. G., Kolacheva B. A.) [Metallography titanium alloys]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1980. 368 p.

9. Smiryagin A. P., Smiryagina N. A., Belova A. V. *Promyshlennyye tsvetnye metally i splavy* [Industrial non-ferrous metals and alloys]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1974. 488 p.

10. *Aviatsionnye materialy* [Aircraft Materials]. Moscow, VIAM Publ., 1973, Part 5. 584 p.

11. Beletskii V. M., Krivov G. A. *Alyuminiyevye splavy (sostav, svoystva, tekhnologiya, primeneniye)* [Aluminum alloys (composition, properties, technology, applications)]. Kyiv, KOMINTEKH Publ., 2005. 365 p.

12. Ivasishin O. M., Molyar A. G., Antonyuk S. L., Trofimov V. A. *Titanovyye splavy v samoletakh ANTK im. O. K. Antonova* [Titanium alloys in aircraft ASTC. O. K. Antonov]. *Trudy mezhdunarodnoi konferentsii Ti-2005 v CIS* [Proc. Int. Conf. "Ti-2005 in Commonwealth of Independent States"].

Kyiv, IMF NAN Ukrainy, 2005, pp. 289 – 305.

13. Fedorchenko I. M., Kryachek V. M., Panaiot I. I. *Sovremennyye friktsionnyye materialy* [Modern Friction Materials]. Kyiv, Naukova dumka Publ., 1975. 336 p.

14. Schattc W. *Pulvermetallurgie Sinter – und Verbundwerkstoffe*. Leipzig, VEB Deutscher Verlag fur Grundstoffindustrie, 1977. 380 p (Russ. ed.: Shatt V. *Poroshkovaya metallurgiya. Spechennyye i kompozitsionnyye materialy*). Moscow, Metallurgiya Publ., 1983. 520 p.

15. Aleksandrov V. G., Babanov V. I. *Spravochnik po aviatsionnym materialam i tekhnologiya ikh primeneniya* [Handbook of aviation materials and their application technology]. Moscow, Transport Publ., 1979. 264 p.

16. Antsiferov V. N., Bobrov G. V., Druzhinin L. K. *Poroshkovaya metallurgiya i napylenyye pokrytiya* [Powder metallurgy and sprayed coatings]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1987. 792 p.

17. Zozulya V. L., Shvedkov E. L., D. Ya. Rovinskii, Braun E. D. *Slovar'-spravochnik po treniyu, iznosu i smazke detalei mashin* [Dictionary handbook on friction, wear and lubrication of machine parts]. Kyiv, Naukova dumka Publ., 1990. 204 p.

18. *Guidelines for designers technical materials: RTM-87* [Guidelines for designers technical materials GDTM-87]. Kyiv, ASTC "Antonov", 1987. 387 p.

*Поступила в редакцию 7.09.2016, рассмотрена на редколлегии 16.09.2016*

## СТАН ТА ПРОБЛЕМИ ЗАСТОСУВАННЯ НОВИХ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ У ВІТЧИЗНЯНИХ ЦИВІЛЬНИХ ЛІТАКАХ В СУЧАСНИХ УМОВАХ. ПОВІДОМЛЕННЯ 1. ПІДХОДИ ДО ВИБОРУ МЕТАЛЕВИХ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ЛІТАКІВ

*С. А. Бичков, О. А. Коцюба*

Проведено короткий аналіз стану і проблем застосування нових конструкційних матеріалів класу спечених порошкових матеріалів і металевих композиційних матеріалів для вітчизняних цивільних літаків. Показано, що, незважаючи на відносно малий і стабільний обсяг металокераміки в складі номенклатури застосовуваних матеріалів, цей клас матеріалів грає істотну роль в забезпеченні високого рівня експлуатаційних характеристик і надійності деталей і вузлів літаків, що експлуатуються в специфічних умовах.

**Ключові слова:** конструкційні матеріали, цивільні літаки, огляд і аналіз, спечені порошкові матеріали, металеві композиційні матеріали.

## STATE AND PROBLEMS OF USING OF NEW CONSTRUCTION MATERIALS IN DOMESTIC CIVIL AIRCRAFT IN MODERN CONDITIONS. REPORT 1. APPROACHES TO THE CHOICE OF METAL CONSTRUCTION MATERIALS OF AIRCRAFTS

*S. A. Bychkov, O. A. Kotsiuba*

The brief analysis of state and problems of use of new construction materials from class of powder metal alloys and composites for the domestic civilian aircraft is carried out. Despite their relatively small and stable volume in the list of nomenclature of used materials. This class of alloys and metal composites is important in providing a high level of bearing capacity of parts and units of aircraft, which operating under specific conditions.

**Keywords:** construction materials, civil aircraft, review and analysis, powder metal alloys and composites.

**Коцюба Александр Анатольевич** – Президент Государственного предприятия «Антонов», Киев, Украина, e-mail: kotsiuba@antonov.com.

**Бичков Сергей Андреевич** – д-р техн. наук, профессор, технический директор-главный инженер Государственного предприятия «Антонов», Киев, Украина, e-mail: bychkov@antonov.com.

**Kotsiuba Oleksandr Anatoliyovych** – President of the ANTONOV Company, Kiev, Ukraine, e-mail: kotsiuba@antonov.com.

**Bychkov Serhiy Andriyovych** – dr. eng. sci., professor, technical director-chief engineer of the ANTONOV Company, Kiev, Ukraine, e-mail: bychkov@antonov.com.