

УДК 629.735.33.027

ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ, НЕРЖАВЕЮЩИХ СТАЛЕЙ, МЕТАЛЛОКОМПОЗИЦИОННЫХ И АНТИФРИКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ШАССИ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

В.И. Рябков¹, д-р. техн. наук, Л.В. Капитанова¹, канд. техн. наук,
Ю.В. Бабенко¹, канд. техн. наук, В.А. Трофимов², канд. техн. наук, Н.Н. Бычкова²
¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»,
²Авиационный научно-технический комплекс «Антонов»

Анализируется влияние применения титановых сплавов, нержавеющей стали, композиционных и антифрикционных материалов на массу и ресурс шасси современных самолетов.

* * *

The article analyzes the influence of use of titanium alloys, stainless steels, composite and antifriction materials on mass and service life of landing gear of modern aircraft.

* * *

Аналізується вплив застосування титанових сплавів, нержавіючих сталей, композиційних і антифрикційних матеріалів на масу та шасі сучасних літаків.

При создании шасси современных пассажирских и транспортных самолетов выдвигается ряд высоких требований: масса шасси не должна превышать достигнутого уровня весового совершенства, т.е. 3,5...4,5% от взлетной массы самолета; ресурс шасси должен составлять не менее 50 тыс. взлето-посадок в течение 25 лет эксплуатации самолета. Одним из эффективных средств реализации столь высоких требований является рациональное использование современных конструкционных материалов. Поэтому целью данной работы является анализ эффективности и выработка рекомендаций по использованию конструкционных материалов и покрытий с учетом массы, жесткости и долговечности опор шасси.

Мировая статистика показывает, что относительная масса шасси ($\bar{m}_{ш}$) монотонно возрастает с увеличением взлетной массы самолета m_0 (рис. 1а.) и требуемого ресурса R (рис. 1б). Практическое обеспечение приемлемой массы шасси во многом зависит от рационального использования конструкционных материалов в его стойках.

Традиционно в силовых элементах этого агрегата используют хорошо зарекомендовавшие себя

высокопрочные углеродистые стали 30ХГСА, 30ХГСН2МА и 30ХГСНА [1], [3] основные характеристики которых представлены в табл. 1, 2 и 3.

При примерно равных показателях удельной жесткости E/ρ и удельной цикловой усталости K_{1c}/ρ сталь 30ХГСНА обеспечила существенное снижение массы за счет более высокого показателя удельной прочности σ_B/ρ [2].

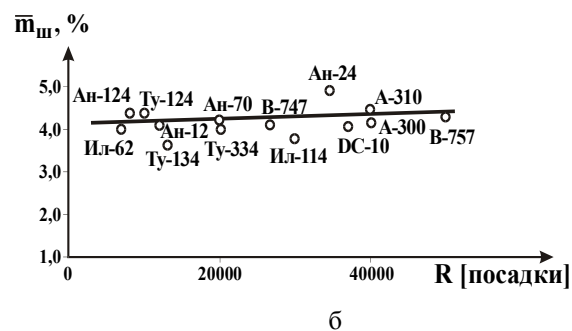
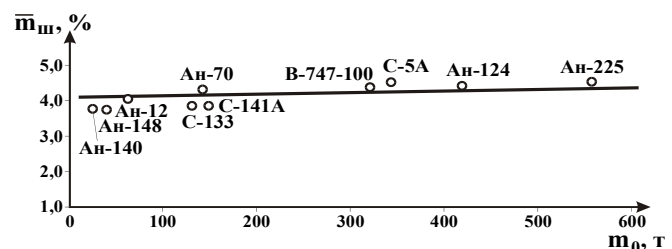


Рис.1 Зависимость относительной массы шасси:

а – от взлетной массы самолета;

б – от назначенного ресурса

Таблиця 1

Механические и физические свойства углеродистых сталей, применяемых в стойках шасси

Марка материала	Механические свойства					Физические свойства			
	σ_B , МПа	$\sigma_{0.2}$, МПа	δ , % ≥	ψ , % ≥	a , кг/см ² ≥	E , МПа	ρ , кг/м ³	$\alpha \cdot 10^{-6}$ 1/град	λ , Вт/мх хград
30ХГСА	1100-1300	950-1300	10	45	≥5	200000	7850	12,1	39
30ХГСН2МА	1600-1800	1400-1600	9	45	≥6	195000	7770	12,2	32

Таблиця 2

Малоцикловая усталость штамповок из термоупрочненных материалов, рекомендуемых для изготовления узлов шасси

Марка материала	Вид образца	$\sigma_{\max}^{\text{нетто}}$, МПа	Средняя долговечность, \bar{N} циклов	K_{Ic} , МПа	Литературный источник
30ХГСА	проушина	400	25610		паспорт ВИАМ
30ХГСН2МА	проушина	400	32500	2500-2800	ВИАМ справочник

Таблиця 3

Удельные характеристики высокопрочных углеродистых сталей

Марка материала	σ_B / ρ	E / ρ	K_{Ic} / ρ
30ХГСА	14,012	2548	
30ХГСНА	20,59	2510	32,18

Наиболее полное использование таких сталей в конструкциях стоек проявилось в начале второй половины прошлого века (шасси самолетов Ан-22, Ил-76, Ту-134 и т.д.).

В конце XX века в авиационные конструкции решительно вошли титановые сплавы и нержавеющие стали [2]. Благодаря своим уникальным свойствам (табл. 4, 5, 6) широкое применение они получили и в создании стоек шасси самолетов (рис. 2).

Анализ данных, представленных в табл. 4-6, показывает, что не всегда материалы с максимальными значениями прочности (даже без учета конструктивных особенностей) являются наиболее эффективными для узлов шасси, где необходимо обеспечить требуемую жесткость и максимальную живучесть конструкции. Сталь ВКС-210 и титановый сплав ВТ-22 имеют примерно равную удельную

прочность, но сплав ВТ-22 значительно превосходит названную сталь по удельному коэффициенту интенсивности напряжения. Очевидно, что в деталях, от которых требуется максимальная жесткость, наиболее эффективной будет применение стали 30ХГСА, а в деталях с максимальной живучестью – стали ВНС-5.

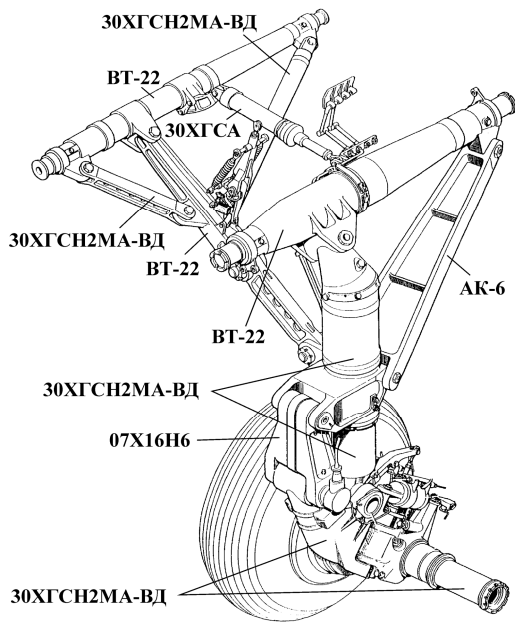


Рис. 2. Конструкционные материалы, используемые в опорах шасси самолета Ан-124

х.

Таблица 4

Механические и физические характеристики высокопрочных нержавеющей сталей и титанового сплава

Марка материала	Механические свойства					Физические свойства			
	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , % ≥	ψ , % ≥	a , кг/см ²	E , МПа	ρ , кг/м ³	$\alpha \cdot 10^{-6}$ 1/град	λ Вт/м. град
03Н18К8М5Т (ВКС-170)	1600-1850	1550-1800	9-13	50-65	≥5	190000	8100		
03Н18К9М5Т (ВКС-210)	1950-2150	1850-2050	7	45	≥3	184000	8010	10,7	26
ВТ22	1100-1300	1050-1150	8	20	≥3	115000	4620	8,5	13
13X15H4AM3 (ВНС5)	1380-1600	≥920	≥15	55	≥10	190000	7820		
35XC2H3M1ФА (ВКС-9)	1350-2150	1600-1780	≥9	≥40	≥5	200000	7720	12,2	

Таблица 5

Ресурсные характеристики высокопрочных нержавеющей сталей и титанового сплава

Марка материала	$\sigma_{\text{нетто макс}}$, МПа	Средняя долговечность, \bar{N} циклов	K_{IC} , МПа	Литературный источник
ВКС-9	400	39900	2400-3000	паспорт ВИАМ
ВКС-170	360		3700-5000	паспорт ВИАМ
ВКС-210	400	65900	1800-2150	отчет АНТК
ВТ22		19600	2650-3000	паспорт ВИАМ
ВНС5			5500-6000	

Таблица 6

Удельные характеристики высокопрочных нержавеющей сталей и титанового сплава

Марка Материала	σ_B / ρ	E / ρ	K_c / ρ
ВКС-210	24,34	2297	22,47
В22	23,81	2490	57,36

ВНС5	17,90	2430	70,33
------	-------	------	-------

Расчеты показывают, что титановый сплав ВТ-22 и аналогичные ему целесообразно применять в крупногабаритных узлах, работающих в основном на изгиб и не имеющих пространственных ограничений для реализации оптимальных геометрических параметров в расчетных сечениях. При этом достигается выигрыш по массе до 20% по сравнению с тем же узлом, изготовленным из стали 30ХГСН2МА-ВД без потери жесткости.

При компоновке узлов из титановых сплавов необходимо также учитывать электрическую совместимость титана и стали, так как в местах сопряжения деталей из этих металлов возникают процессы электрохимической коррозии, для устранения которых необходимы специальные конструктивные меры.

В самолете Ан-124 общая масса деталей шасси из титанового сплава ВТ-22 доведена до 35%, что позволило обеспечить относительную массу $\overline{m}_{ш}$ в пределах 4,2...4,3 % от взлетной массы и снизить общую массу этого самолета на 170 кг.

Как уже отмечалось, к шасси самолетов, разрабатываемых в настоящее время, предъявляются особые высокие требования: дальнейшее снижение массы конструкции; обеспечение ресурса шасси, равного 50000 взлето-посадок; безремонтная технологическая эксплуатация в течение 25 лет.

Решение этих весьма трудных с технологической точки зрения задач может быть осуществлено на основе использования высокопрочных сталей, титановых сплавов и металлокомпозиционных материалов (МКМ), как обладающих наиболее высокой удельной прочностью, достаточной жесткостью и способных обеспечить требуемый ресурс.

Наиболее перспективным с точки зрения снижения массы конструкции стоек шасси (рис. 3) следует признать металлокомпозиционные материалы, в которых армирующий элемент может быть как

непрерывным (борные волокна, стальная проволока и др.), так и дискретным (нитевидные кристаллы, частицы С и др.).

В непрерывно армированных МКМ волокна располагаются, как правило, в одном направлении. Отсюда и специфика свойств – высокая степень анизотропии прочности, модуля упругости, низкая технологичность.

Для сложноармированных и дискретно армированных МКМ эта особенность свойств проявляется в меньшей мере благодаря расположению волокон под разными углами, дополнительному армированию сетками волокон пластичных материалов и равномерному распределению волокон в дискретно армированных МКМ.

Однако именно однонаправленные армированные МКМ позволяют в наибольшей степени реализовать высокую прочность и модуль упругости волокон в материале. Это определяет интерес к ним со стороны разработчиков.

Испытания подтвердили, что подкосы (рис. 3), имеющие оптимальные параметры конструкции, на 30...50% легче, а трудоемкость их изготовления после освоения серийного производства соизмерима с технологией цельнометаллических аналогов.

Следует отметить, что для успешной дальнейшей работы по внедрению конструкции из МКМ необходимо решить следующие вопросы:

–организовать специализированное производство листовых полуфабрикатов МКМ со стабильными физико-механическими свойствами;

–паспортизировать МКМ по основным расчетным и технологическим свойствам с учетом возможности варьирования структуры;

–разработать надежные методы исследований и прогнозирования поведения МКМ в конструкции в

зависимости от состояния структуры (в том числе неразрушающий контроль), повысить уровень реализации характеристик МКМ в элементах конструкций;

–провести комплекс исследований натуральных конструкций, определив влияние технологии получения изделия на эксплуатационные свойства.

Другая важнейшая задача - обеспечение ресурса шасси в количестве 50 тыс. взлето-посадок при безремонтной технической эксплуатации в течение 25 лет в плане использования конструкционных материалов - может быть решена на основе применения титанового сплава ВТ-22 и высокопрочной нержавеющей стали ВКС-170. Дело в том, что при заявленном выше ресурсе (50 тыс. взлето-посадок в течение 25 лет) серьезным препятствием выступает электролитическая коррозия и коррозия под напряжением.

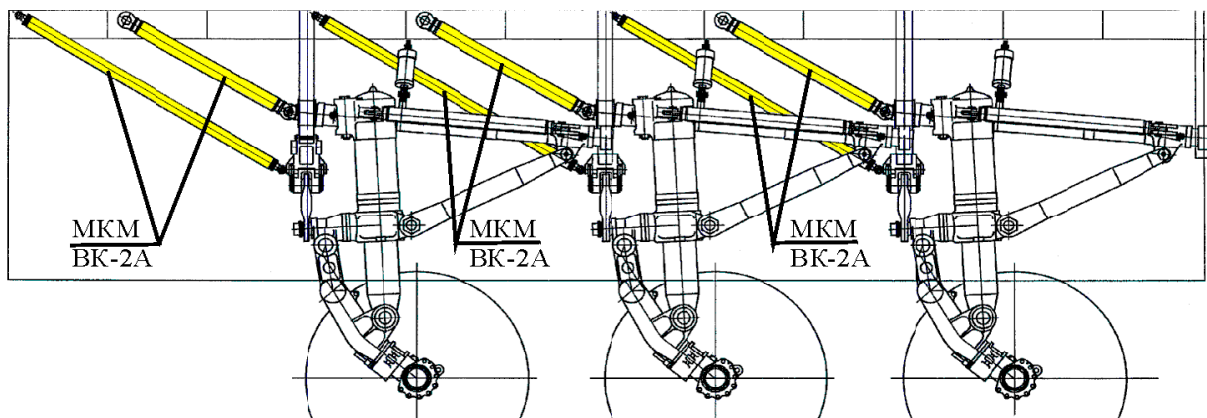


Рис. 3 Применение металлокомпозиционных подкосов из ВК-2А в основных стойках шасси самолета Ан-70

Основные физико-механические характеристики этой стали представлены в табл.7. В связи с тем, что применение ВКС-170 призвано решить сложную ресурсную задачу, весьма интересными представляются ее усталостные характеристики, которые приведены в табл.8.

При хромировании сталь ВКС-170 практически не наводораживается, что свидетельствует о высоких прочностных и пластических свойствах после хромирования.

Как следует из приведенных данных, предел выносливости стали ВКС-170 находится на уровне соответствующих показателей стали 30ХГСН2МА.

Опыт широкого использования высокопрочной углеродистой стали 30ХГСН2А-ВД показал, что из-за наводораживания поверхностных слоев детали, изготовленные из этой стали, могут преждевременно разрушаться при нагрузках, не превышающих расчетные.

С учетом этих обстоятельств для высоконагруженных деталей стоек шасси взамен стали 30ХГСН2МА предложена высокопрочная нержавеющая сталь ВКС-170, способная работать при $-196 < t^{\circ}, C < 400$ в условиях повышенной влажности, когда необходимо высокое сопротивление коррозионному растрескиванию — КР.

Сталь не склонна к замедленному разрушению. При полном погружении в воду образцы из стали ВКС-170 (при $\sigma = 1500$ МПа) через 40 суток сняты без разрушения, тогда как при изготовлении из стали 30ХГСН2А (при $\sigma = 1200$ МПа) они разрушались через один-два часа.

Сталь ВКС-170 обладает высоким сопротивлением коррозионному растрескиванию в камере с 3% NaCl и водородному растрескиванию при хромировании и кадмировании: K_{Isc} для ВКС-170 — 2100-2200 МПа, тогда как у 30ХГСН2А — 350-400 МПа. Коррозионное растрес-

квивание при $\sigma = 1450$ МПа составляет более 90 суток (без разрушения).

Таблица 7

Физические и механические свойства стали ВКС-170

Наименование свойств	Температура, °C				
	-196	-70	+20	+200	+400
$E_{\text{при растяж}}$, МПа		202500	190000	175000	
$\sigma_{\text{пц}}$, МПа	1740-1980	1320-1700	1340-1460	1100-1300	1050-1140
$\sigma_{0,2}$ (раст.), МПа	1900-2220	1640-1930	1550-1800	1400-1600	1200-1400
$\sigma_{\text{в}}$, МПа	2000-2300	1730-1990	1600-1850	1450-1650	1360-1570
δ , % $\ell = 10d$ $\ell = 5d$	7-9	8-12	4,5-6 9-13	4,5-5 9-10	7-8
ψ , %	40-45	50-55	50-65	50-55	45-55
$\sigma_{0,2}$ (сжатие), МПа			1650-1900		
$\tau_{\text{в}}$, МПа			960-1000		
HRC			45,4-48,5		
$a_{\text{н}}$, кг/см ²	4-4,5	4-6	5-8		
ρ , кг/м ³			8100		

Таблица 8

Ресурсные характеристики стали ВКС-170

Наименование свойств	Температура		
	+20°C	-70°C	-130°C
Статистическая чувствительность к надрезу при двух коэффициентах концентрации напряжений			
$\sigma_{\text{разр}}$ при $K=2,2$	1,3-1,35	1,3-1,35	1,3-1,4
$K=4,0$	1,5-1,6	1,5-1,55	1,5
K/c , кгс/мм ^{3/2}	370-500	350-440	350-390
K/Scc в 3% NaCl на базе 10.000 часов	210-220		
Предел выносливости: σ_{-1} гладк. $\sigma_{-1}^{\text{н}}$ с надрез. $K_t=2,2$	66 40		

Сварные соединения без полной термообработки (только с низкотемпературным старением до 350°C) имеют $\sigma_{\text{в}} = 1200$ МПа при $a_{\text{н}} = 8 - 10$ кгс/см².

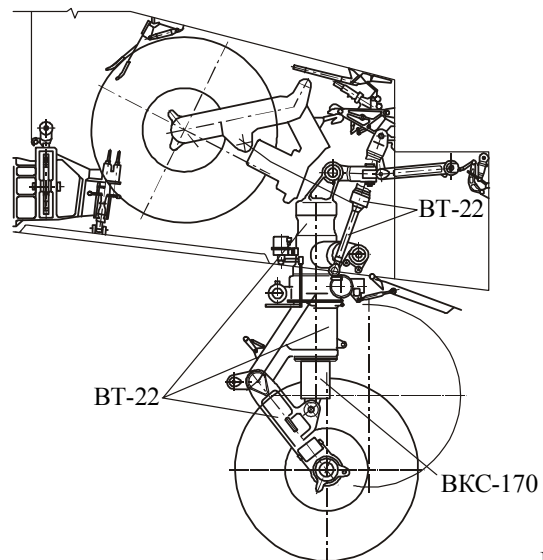


Рис. 4.

Использование высокопрочной нержавеющей стали ВКС-170 и титанового сплава ВТ-22 в силовых элементах стоек шасси самолетов нового поколения

Как видно из рис. 4, нержавеющая сталь ВКС-170 может заменить распространенную углеродистую сталь 30ХГСН2МА-ВД. В общем, это объяснимо, если сравнить эти два материала по их удельным характеристикам (табл. 9).

Таблица 9

Сравнительные удельные характеристики

Марка стали	Удельный показатель		
	σ_B / ρ	E / ρ	K_{Ic} / ρ
30ХГСН2МА-ВД	20,59	2510	32,18
ВКС-170	20,00	2401	48,27

Следовательно, по таким параметрам, как σ_B / ρ и E / ρ , определяющим массу и жесткость конструкции, эти материалы примерно одинаковы, тогда как по параметру K_{Ic} / ρ , определяющему долговечность, сталь ВКС-170 имеет почти полукратное преимущество.

Если при этом учесть, что сталь ВКС-170:

- не чувствительна к концентрации напряжений;
- не склонна к замедленному разрушению;
- обладает высоким сопротивлением коррозионному разрушению;
- не наводораживается при хромировании,

то есть все основания считать, что ее использование наряду с применением титанового сплава ВТ-22 позволит обеспечить ресурс стоек шасси, равный 50 тыс. взлетов-посадок в течение 25 лет технической эксплуатации.

В качестве суммарного критерия оценки эффективности использования высокопрочных конструкционных материалов при разработке стоек шасси обычно используют [4] соотношение

$$\pi = \frac{m_{оп}}{P_{ст}}, \quad (1)$$

где $m_{оп}$ – масса опоры;

$P_{ст}$ – стояночная нагрузка, действующая на опору;

π – весовая отдача.

Нами предложено использовать приведенное значение весовой отдачи:

– для отдельной стойки шасси:

$$\bar{\pi}_{ст} = \frac{m_{ст}}{P_{ст} \cdot n_{ст}^э}; \quad (2)$$

– для стойки с колесом (колесами):

$$\bar{\pi}_{ст+к} = \frac{m_{ст} + m_{к} + n_{к}}{P_{ст} \cdot n_{пос}^э}, \quad (3)$$

где $m_{ст}$, $m_{к}$, — массы стойки и колеса;

$n_{пос}^э$ — эксплуатационная перегрузка при посадке;

$n_{к}$ — число колес на одной стойке.

В отличие от ранее принятого критерия π приведенное значение $\bar{\pi}$ определяется с учетом перегрузки при посадке $n_{пос}^э$.

Дело в том, что транспортные и военнотранспортные самолеты проектируются на разную посадочную скорость и разные посадочные перегрузки, в особенности при обеспечении короткого взлета и посадки.

Оценка технического совершенства стойки по весовой отдаче предполагает безусловное выполнение требований: по ресурсу, жесткости, кинематике и другим факторам.

Так, например, методика оценки массы шасси изложена в [4] при ресурсе, равном 5000 взлетов-посадок.

В случае, когда заданный ресурс оцениваемой стойки превышает 5000 взлетов-посадок, значение $m_{ст}$ должно быть умножено на коэффициент

$$K_R = 0,5 \left(1 + \sqrt[4]{R_i / 5000} \right), \quad (4)$$

где R_i — ресурс оцениваемой стойки, взлето-посадок.

В табл.10 представлено суммарное сравнение по критерию (1) конструктивных решений, осуществленных в различное время и на различных транспортных самолетах при проектировании опор шасси.

Таблица 10

Значения отношений общей массы опор к стояночным нагрузкам, действующим на опоры

Опоры	Тип самолета			
	Ан-22	С-5А	Ил-76	Ан-124
Передние	0,055	0,054	0,074	0,04
Основные	0,059	0,048	0,045	0,039

Как видно из табл.10, суммарная весовая отдача у опор самолета Ан-124 существенно выше, чем у самолетов Ан-22 и С-5А. Частично это можно объяснить сдвижкой во времени проектирования этих самолетов. Но то обстоятельство, что показатель весовой отдачи у опор Ан-124 существенно выше, чем у Ил-76, следует объяснить эффективностью различных моделей при использовании шасси этих самолетов.

Если же в качестве критерия сравнительной оценки принятых решений принять выражение (3), то применительно к стойкам шасси самолета Ан-124 величины $\bar{\pi}_{ст}$ будут представлены в следующем виде (табл.11):

Таблица 11

Сравнительная оценка приведенных значений весовой отдачи стоек шасси

Время создания самолета	1980 г.	1990 г.	2000 г.
Достигнутый мировой уровень	0,00850,009	0,00810,0083	0,0080,0081
Для стоек шасси самолета Ан		0,008	0,0079

Как видим, благодаря научно обоснованному выбору конструкционных материалов у самолета семейства "Ан" удалось обеспечить мировой уровень технического совершенства стоек шасси по их массовой отдаче.

Одним из негативных аспектов использования титановых сплавов и нержавеющей сталей в качестве основных конструкционных элементов стоек шасси является то обстоятельство, что титановые сплавы обладают низкими антифрикционными характеристиками - высоким коэффициентом трения, склонностью к контактному схватыванию и налипанию на другие металлы [7].

Попытки улучшить характеристики поверхности титановых сплавов путем нанесения гальванических покрытий из водных растворов не дали положительных результатов [8].

Поэтому задача обеспечения заданного ресурса по параметрам усталостной долговечности и износа подвижных сочленений стоек шасси, изготовленного из титановых сплавов, решалась с использованием двух направлений:

- нанесения на титановую поверхность инородного покрытия с необходимыми антифрикционными свойствами;
- модификации поверхностного слоя детали, обеспечивающей создание желаемых структур и свойств.

Для решения этих задач при обеспечении ресурса подвижных сочленений шасси самолетов семейства "Ан" использованы: плазменное напыление; ионно-плазменное напыление; диффузионная электрохимическая обработка (ДЭХО).

Так, например, на детали шасси типа "шток", изготовленных из титанового сплава ВТ 22, входящего в состав гидравлического цилиндра, нанесено плазменное покрытие из никелида титана, что позволило в два раза повысить ресурс работы цилиндра по сравнению с ранее применявшимся

гальваническим хромированием.

Использование процесса ДЭХО (диффузионная электрохимическая обработка) в деталях шарнирной гидропроводки из сплава ОТ4-1 позволило решить сразу несколько конструктивных, эксплуатационных и технологических проблем, существующих при использовании традиционного гальванического хромового покрытия. Из-за сложности геометрической формы и ажурности деталей гидропроводки и необходимости выполнять шлифовку гальванического хромового покрытия в производстве часто наблюдалось полное местное удаление хромового покрытия. При использовании ДЭХО в гидропроводке была устранена её негеометричность, а также значительно сокращено количество брака и снижена стоимость изготовления из-за отсутствия шлифования покрытия. При этом ресурс работы шарниров с ДЭХО равен ресурсу самолета.

Применение ионно-плазменных многослойных покрытий [5], [6] системы Ti-Ti3N-TiN вместо карбонитрации ниппельных соединений трубопроводов гидросистемы самолета позволило резко повысить качество деталей, в 30 раз увеличить коррозионную стойкость ниппелей, исключить сколы кромок и повысить износостойкость деталей.

Для обеспечения эффективности применения метода модификации поверхностных слоев путем аморфизированного изменения их структуры подвергнуты паспортизации и аттестации гидравлические цилиндры, рычаги, оси, вкладыши, замки и другие детали шасси самолетов Ан-124 и Ан-70. При этом оценивалась интенсивность изнашивания, степень влияния на безопасность, степень влияния на трудозатраты в производстве.

Установлено, что основными видами трения при работе данных узлов являются трение скольжения, трение при виброперемещении и реверсивное трение, и на основе этого определены и реализованы требования по модификации поверхностей трения,

т.е. по защите от износа при нормальной и умеренно высокой температуре. Путем методических и стендовых испытаний установлено, что по служебным свойствам аморфизованные титановые поверхности превосходят гальваническое хромирование и химическое никелирование.

Объемы реального использования новых способов нанесения покрытий на детали, изготовленные из титановых сплавов, приведены в табл.12 [5], [8].

На основе широкомасштабного применения плазменного, ионно-плазменного и ДЭХО нанесения покрытий удалось обеспечить ресурс подвижных сочленений шасси, равный ресурсу самолета.

Таблица 12

Объем использования покрытий в транспортных самолетах "Ан"

Виды покрытий	Количество, штук / наименований	
	Ан-124	Ан-70
Плазменное	350/44	200/30
Ионно-плазменное	350/20	2350/15
ДЭХО	410/16	120/12

Заключение

1. Решение задачи обеспечения минимальной массы шасси современных самолетов может быть осуществлено на основе применения в силовых элементах стоек высокопрочных титановых сплавов и металлокомпозиционных материалов. При их использовании даже у тяжелых самолетов удается обеспечить относительную массу шасси на уровне 4%.

2. При необходимости безремонтной технологии эксплуатации шасси в течение 25 лет следует ориентироваться на использование в силовых элементах шасси титанового сплава ВТ-22 и нержавеющей стали ВКС-170, как наименее склонных к электролитической коррозии и коррозии под напряжением.

3. Для обеспечения ресурса подвижных элементов шасси, выполненных из титановых сплавов, равного ресурсу планера самолета, следует использовать плазменное, ионно-плазменное нанесение антифрикционных покрытий, а также диффузионную электрохимическую обработку поверхностей трения.

Литература

1. Бойцов Б.В. Комплексное исследование шасси самолетов. - М.: Машиностроение, 1985. – 232 с.
2. Шейн В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 525 с.
3. Руководство для конструкторов. Том V. Кн. 2. Вып. 2. М., 1978.
4. Арефьев В.Н. Определение веса шасси в начальной стадии проектирования // Самолетостроение. Техника воздушного флота. X., 1971. - №2. – С. 53-57.
5. Трофимов В.А. Методы улучшения триботехнических характеристик подвижных узлов шасси, выполненных из титановых сплавов // Авиационно-космическая техника и технология. X., 2001. - Вып. 24. –С. 143-150.
6. Моляр А.Г., Петров Л.М., Ильин А.А. Много-слойные коррозионно-износостойкие ионно-вакуумные покрытия // Труды Координационного совета ”Разработка оборудования и технологических процессов многофункциональных вакуумных ионно - плазменных покрытий. –М, 1988. – С. 22-24.
7. Бабенко Ю.В. Критерии предельной работоспособности подвижных узлов самолетных агрегатов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков, 1999. Вып. 5. С. 52 - 56.
8. Богданович В.И. Михлин В.И., Докупина И.Л. Применение титана в узлах пар трения космических аппаратов // Проблемы машиностроения и автоматизации. – М., 1998. -№ 2-3. –С. 100-103.

Поступила в редакцию 14.04.03

Рецензенты: канд. техн. наук, с.н.с. Шеметов С.Е., Украинская инженерно-педагогическая академия, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Рыженко А.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.