

Научная статья

УДК 669.295

DOI: 10.18577/2307-6046-2025-0-11-38-49

ИССЛЕДОВАНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТНОМУ РАЗРУШЕНИЮ ТИТАНОПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В СРАВНЕНИИ С ТРАДИЦИОННЫМИ ТИТАНОВЫМИ СПЛАВАМИ

*В.В. Антипов¹, В.А. Дуюнова², М.С. Оглодков², А.А. Ширяев²,
В.А. Крохина², С.В. Путьрский², А.Ю. Анисимова²*

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт конструкционных материалов «Прометей» имени И.В. Горынина Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Санкт-Петербург, Россия; mail@crism.ru

²Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Москва, Россия; admin@viam.ru

Аннотация. Представлены физико-механические и эксплуатационные свойства, а также микроструктура слоистых титанопolyмерных материалов ВТПО-1 (с органо-пластиком) и ВТПУ-1 (с углепластиком) на основе титанового сплава VT23M разработки НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ. Показано, что они обладают существенными преимуществами по скорости роста трещины усталости (СРТУ) в сравнении с титановыми сплавами Ti-64 и VT23M (до 40 раз меньше). Значение СРТУ материала ВТПУ-1 с увеличением коэффициента интенсивности напряжений, в отличие от титановых сплавов, сначала снижается, а затем стремится к установившимся значениям.

Ключевые слова: гибридный металлополимерный слоистый композиционный материал, титановые сплавы, VT23M, углепластик, органопластик, микроструктура, механические свойства, механизм усталостного разрушения

Для цитирования: Антипов В.В., Дуюнова В.А., Оглодков М.С., Ширяев А.А., Крохина В.А., Путьрский С.В., Анисимова А.Ю. Исследование сопротивления усталостному разрушению титанопolyмерных композиционных материалов в сравнении с традиционными титановыми сплавами // Труды ВИАМ. 2025. № 11 (153). Ст. 04. URL: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2025-0-11-38-49.

Scientific article

STUDY OF FATIGUE RESISTANCE OF TITANIUM-POLYMER COMPOSITE MATERIALS IN COMPARISON WITH TRADITIONAL TITANIUM ALLOYS

*V.V. Antipov¹, V.A. Duyunova², M.S. Oglovkov², A.A. Shiryayev²,
V.A. Krohina², S.V. Putyrskiy², A.Yu. Anisimova²*

¹Federal State Unitary Enterprise «Prometey Central Scientific Research Institute Of Structural Materials» of National Research Center «Kurchatov Institute», Saint Petersburg, Russia; mail@crism.ru

²Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific-Research Institute of Aviation Materials» of National Research Center «Kurchatov Institute», Moscow, Russia; admin@viam.ru

Abstract. The physical, mechanical, and performance properties, as well as the microstructure, of layered titanium-polymer materials VTPO-1 (with organoplastic) and VTPU-1 (with carbon fiber reinforced plastic) based on the VT23M titanium alloy developed by the Kurchatov

Institute National Research Center – VIAM are presented. The research results demonstrate that they possess significant advantages (lower values) of fatigue crack growth rate compared to titanium alloys Ti-64 and VT23M (up to 40 times). Unlike titanium alloys, the fatigue crack growth rate of VTPU-1 initially decreases with increasing stress intensity factor and then approaches steady-state values.

Keywords: hybrid titanium layered composite, titanium alloys, VT23M, carbon plastic, aramid fiber plastic, microstructure, mechanical properties, fatigue damage behavior

For citation: Antipov V.V., Duyunova V.A., Oglodkov M.S., Shiryaev A.A., Krohina V.A., Putyrskiy S.V., Anisimova A.Yu. Study of fatigue resistance of titanium-polymer composite materials in comparison with traditional titanium alloys. *Trudy VIAM*, 2025, no. 11 (153), paper no. 04. Available at: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2025-0-11-38-49.

Введение

Снижение массы конструкции планера современного самолета является одним из наиболее важных целевых критериев, реализация которого определяет степень совершенства его конструкции. На долю обшивки приходится до 30–40 % от массы крыла и фюзеляжа планера современного самолета, поэтому одним из перспективных способов снижения массы при обеспечении высокой сопротивляемости ударным нагрузкам является применение гибридных металлополимерных композиционных материалов (МПКМ), или Fiber Metal Laminate (FML) [1, 2].

К категории гибридных материалов традиционно принято относить слоистые композиционные материалы, в которых слои из металлических материалов (преимущественно алюминиевые, титановые сплавы и стали) чередуются со слоями из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [3]. При этом компоновка такого гибридного слоистого МПКМ (толщина, количество слоев и тип материала) может варьироваться в зависимости от предполагаемых условий его применения и места в конструкции самолета, а также характера приложенных к нему нагрузок [4]. Послойная ориентация армирующего волокна в полимерной части слоистого МПКМ позволяет управлять его свойствами и определяет комбинацию основных преимуществ: высокие уровни прочностных свойств и сопротивления усталостному разрушению в требуемом направлении (при однонаправленном армировании) либо высокие значения сопротивления ударным воздействиям, вязкости разрушения и низкая анизотропия механических свойств при умеренно высоких удельных прочностных характеристиках (при послойной смене направления укладки армирующего волокна или включении в состав слоя тканых полотен) [5].

Для повышения стойкости к ударам и уровня броневых свойств рядом зарубежных исследователей предпринимаются попытки создания гибридных МПКМ, включающих внутренний слой металлической пены наряду с поверхностными чередующимися слоями металлических листов и ПКМ [6].

Одним из первых самолетов, в конструкции (обшивка центроплана) которого применены гибридные слоистые МПКМ, является пассажирский самолет Fokker F-27 Friendship (коммерческая эксплуатация началась в 1950-е гг.). Впоследствии замена примененного в его конструкции МПКМ на усовершенствованный материал-аналог марки ARALL (алюминиевый сплав 2024 или 7475 с армированием арамидными волокнами, пропитанными эпоксидным клеем) позволила уменьшить массу планера самолета на 33 % [2].

За рубежом также широко известен слоистый материал GLARE (алюминиевый сплав 2024, 7075 или 7475 со стеклопластиковыми клеевыми препрегами), который применяется в конструкции самолетов Airbus A380 и A350 (фюзеляж, передние кромки

стабилизатора и киля, конструкция грузового пола), Boeing 767 и 777, а также в самолетах фирмы Bombardier [3, 7, 8]. Одна из наиболее примечательных особенностей данного МПКМ – возможность визуально определить место удара без дополнительных средств обнаружения дефектов [9]. Однако главными преимуществами материала GLARE и его отечественного аналога СИАЛ являются высокий уровень удельных прочностных характеристик, а также низкие значения плотности, скорости развития и распространения трещин [10].

Кроме того, слоистые МПКМ могут использоваться для локального усиления деталей и конструкций из ПКМ в местах болтовых соединений, а также при выполнении переходных зон между деталями из ПКМ и металлических сплавов. Реализация возможна на стадии изготовления (формования) детали из ПКМ с формированием локальных зон гибридного слоистого МПКМ и плавных переходов к ним путем вставки различного количества металлических слоев либо посредством технологии послойного «сращивания» детали, изготовленной из ПКМ, с гибридным слоистым МПКМ [2, 11].

Однако необходимо отметить, что для подобных материалов, как следствие особенностей технологии их изготовления, требуется 100%-ный контроль полуфабрикатов неразрушающими методами [3].

Перечисленные характеристики МПКМ особенно актуальны для обеспечения надежности и экономичности эксплуатации пассажирской авиации. Такие материалы совмещают преимущества как неметаллических композиционных материалов [12], так и металлических сплавов и обеспечивают за счет высокой демпфирующей способности повышение устойчивости элементов конструкций к эксплуатационным виброакустическим нагрузкам, приводящим к усталостному разрушению.

Значительно более высоких значений прочностных характеристик и модуля упругости можно достигнуть за счет применения в составе гибридных МПКМ углепластиков, в том числе упрочненных высокопрочными графитовыми волокнами типа IM-6 (гибридный материал TiGr), совместно с титановыми сплавами (титанополимерные материалы), что также снимает риск развития коррозионных повреждений в их соединении.

Отечественных разработок в области титанополимерных слоистых материалов в авиастроительной отрасли немного, и они имеют преимущественно экспериментальный характер. Среди них можно упомянуть материалы ТИОР (органопластик и сплав ВТ35), ТИГРАН (углепластик и сплав ВТ6), а также экспериментальные материалы на основе сплавов ВТ20, ВТ23 (ВТ23М), ОТ4 с угле- и органопластиками, разработанные в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ и других научно-исследовательских институтах [2, 7, 13, 14].

При этом отмечено, что иностранные исследователи активно проводят работы в данном направлении последние 30–40 лет. Несмотря на то что в научно-исследовательской литературе по теме слоистых МПКМ большая часть источников посвящена материалам на основе алюминия, исследованию титанополимерных материалов также уделяется значительное внимание, в особенности применительно к области сверхзвуковой авиации и космической техники. К одному из наиболее известных титанополимерных композиционных материалов можно отнести материал марки TiGr (на основе графитового волокна), применение которого в авиационной отрасли началось в 1990-х гг. для элементов обшивки крыльев и фюзеляжа самолета Boeing 787 и люков двигателя конвертоплана Bell Boeing V-22 Osprey [15].

Это подтверждает актуальность проблемы создания новых титанополимерных материалов с повышенным уровнем свойств (в особенности сопротивления усталостному разрушению и трещиностойкости) и их внедрения в конструкцию современных

изделий авиационного и космического назначения. Высокая удельная прочность и низкая скорость роста трещины усталости (СРТУ) титанополимерных слоистых материалов позволят повысить весовые характеристики и надежность конструкции новых сверхзвуковых пассажирских самолетов, что затруднительно реализовать при использовании уже существующих и широко применяемых материалов.

Разработанный в настоящее время в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ титанополимерный материал марки ВТПО-1 на основе листов из сплава ВТ23М и органо-пластика превосходит материал-аналог (сплав ВТ23М) по пределу прочности при растяжении на 18 %, по плотности – на 32 %, по удельной прочности – в 1,5 раза, по удельной жесткости – на 26 %. Титанополимерный материал марки ВТПУ-1 на основе листов из сплава ВТ23М и углепластика превосходит сплав ВТ23М по пределу прочности при растяжении на 27 %, по модулю упругости – на 15 %, по плотности – на 42 %, по удельной прочности – в 1,8 раза, по удельной жесткости – в 1,6 раза.

Основным преимуществом слоистых титанополимерных материалов при создании сверхзвуковых летательных аппаратов является высокая трещиностойкость, поэтому в данной статье представлены результаты исследований сопротивления усталостному разрушению материалов ВТПО-1 и ВТПУ-1 в сравнении с титановыми сплавами.

Работа выполнена в рамках реализации стратегических направлений 6. «Слоистые металлополимерные, биметаллические и гибридные материалы» и 12. «Металломатричные и полиматричные композиционные материалы» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [16].

Материалы и методы

Исследования проведены на образцах гибридных слоистых МПКМ марок ВТПУ-1 и ВТПО-1, изготовленных в условиях производства НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ и обладающих уровнем свойств, представленным в табл. 1 и 2 [17].

Таблица 1

Механические свойства (средние значения) образцов слоистых титанополимерных материалов марок ВТПУ-1 и ВТПО-1

Материал	Температура испытаний, °С	Модуль упругости E , ГПа	Предел прочности σ_b , МПа	Ударная вязкость KCU , Дж/см ²
ВТПУ-1	175	–	$\frac{1160}{600}$	–
	20	В исходном состоянии		
		$\frac{118}{78}$	$\frac{1330}{710}$	$\frac{37}{-}$
		После нагрева при температуре 175 °С в течение 100 ч		
		$\frac{122}{-}$	$\frac{1430}{-}$	–
ВТПО-1	175	–	$\frac{1100}{630}$	–
	20	В исходном состоянии		
		$\frac{100}{77}$	$\frac{1240}{715}$	$\frac{54}{-}$
		После нагрева при температуре 175 °С в течение 100 ч		
		$\frac{103}{-}$	$\frac{1160}{-}$	–
Примечание. В числителе указаны значения при продольном направлении вырезки образцов, в знаменателе – поперечном.				

Эксплуатационные свойства образцов слоистых титанополимерных материалов ВТПУ-1 и ВТПО-1 при температуре испытаний 20 °С (продольное направление вырезки образцов)

Материал	Статическая чувствительность к отверстию $\sigma_{\text{вп}}/\sigma_{\text{в}}$ (при $\alpha_{\sigma}=2,6$)	Плотность ρ , г/см ³
ВТПУ-1	0,90	3,22
ВТПО-1	0,95	3,45

Для однонаправленных слоистых титанополимерных материалов ВТПУ-1 и ВТПО-1, как и для большинства композиционных материалов на основе титана с упрочнением высокомодульными волокнами, характерна выраженная анизотропия прочностных свойств при растяжении, в том числе модуля упругости [18]. При этом в продольном направлении за счет однонаправленного расположения волокон армирующего наполнителя обеспечивается высокий уровень механических свойств и ударной вязкости при более низких значениях плотности по сравнению с классическими титановыми сплавами. Испытания на растяжение титанополимерных материалов при повышенных температурах проведены при нагреве до 175 °С, что обусловлено предельной рабочей температурой эпоксидного связующего. Уменьшение предела прочности титанополимерных материалов ВТПУ-1 и ВТПО-1 при испытании на растяжение при температуре 175 °С по сравнению с 20 °С составляет 13 и 11 % соответственно, что можно охарактеризовать как незначительное снижение уровня механических свойств при максимальной рабочей температуре. Необходимо также отметить, что по результатам испытаний на растяжение образцов слоистых титанополимерных материалов после воздействия длительных нагревов практически не наблюдалось уменьшения предела прочности при растяжении и модуля упругости.

Не зафиксировано снижение уровня механических свойств при испытании на растяжение слоистых титанополимерных материалов марок ВТПО-1 и ВТПУ-1 после экспозиции в камере соляного тумана, коррозионные повреждения на образцах отсутствовали.

На рис. 1 представлены микроstructures титанополимерных материалов.

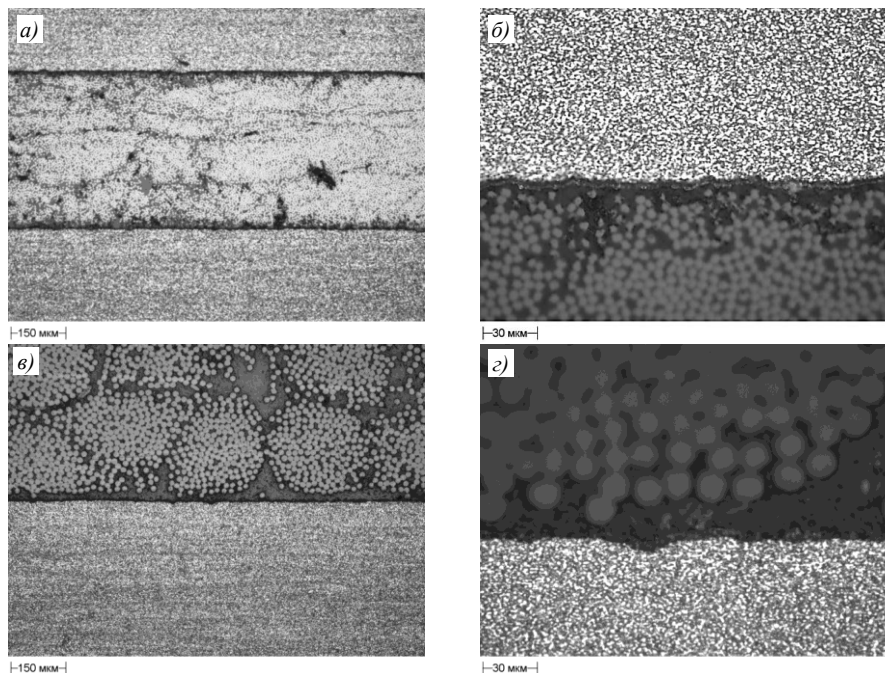


Рис. 1. Микроstructures (оптическая микроскопия, анализируемая плоскость – поперечная) образцов слоистых титанополимерных материалов ВТПУ-1 (а, б) и ВТПО-1 (в, г)

Образцы слоистых титанопolyмерных материалов марок ВТПУ-1 и ВТПО-1 не имеют дефектов в виде расслоений, пустот или инородных включений. Микроструктура листов сплава марки ВТ23М в образцах соответствует 1–2 типу согласно девятитипной шкале микроструктур для $(\alpha + \beta)$ -сплавов в соответствии с ПИ 1.2.785–2009. Распределение клеевого связующего в препрегах углепластика марки КМКУ-4м.175.УМТ49 и органопластика марки ВКО-26 в образцах слоистых титанопolyмерных материалов марок ВТПУ-1 и ВТПО-1 равномерное. Однако наблюдаются участки, обедненные армирующими волокнами наполнителя, что характерно для данного типа материалов, в особенности при использовании жгутовых армирующих наполнителей [5].

Циклическая долговечность (N) определена по ГОСТ 25.502–79 на образцах типа «полоса с отверстием» при напряжении $\sigma_{\max} = 290$ МПа, $\alpha_{\sigma} = 2,6$, $R = 0,1$, $\nu = 5$ Гц, СРТУ (dl/dN) – по ОСТ 1 90268–78 на плоских образцах шириной $B = 100$ мм при $R = 0,1$ в интервале коэффициента интенсивности напряжений ΔK от 15,5 до $43,4 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$.

Работа выполнена при поддержке ЦКП «Климатические испытания» НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ.

Результаты исследований

Циклическая долговечность (N) титанопolyмерных материалов ВТПУ-1 и ВТПО-1 при $\sigma_{\max} = 290$ МПа составила >1200000 циклов. Образцы сняты с испытаний при достижении 1200000 циклов, разрушены металлические слои без разрушения образцов.

Для исследованных титанопolyмерных материалов характерны высокие значения циклической долговечности в продольном направлении, что обусловлено выбранной компоновкой и направлением укладки армирующего наполнителя: для материала ВТПУ-1 – компоновка 3/2 [Ti/0/Ti/0/Ti], для материала ВТПО-1 – компоновка 2/1 [Ti/0/Ti] (продольное направление укладки).

Результаты испытаний титанопolyмерных материалов на СРТУ представлены в табл. 3.

Таблица 3

Скорость роста трещины усталости (СРТУ) титанопolyмерных материалов марок ВТПУ-1 и ВТПО-1 при температуре испытаний 20 °С

Коэффициент интенсивности напряжений ΔK , $\text{МПа}\sqrt{\text{м}}$	СРТУ: dl/dN , мм/цикл, для материала	
	ВТПУ-1	ВТПО-1
15,5	$\frac{0,05-0,06}{0,06}$	–
23,2	$\frac{0,02-0,03}{0,02}$	–
27,9	–	$\frac{0,07-0,09}{0,08}$
31,0	$\frac{0,02-0,02}{0,02}$	$\frac{0,08-0,09}{0,09}$
34,1	–	$\frac{0,08-0,10}{0,09}$
38,8	$\frac{0,02-0,02}{0,02}$	$\frac{0,09-0,10}{0,10}$
43,4	$\frac{0,02-0,03}{0,02}$	$\frac{0,09-0,10}{0,10}$

Примечание. В числителе указаны минимальные и максимальные значения, в знаменателе – средние арифметические. Направление вырезки образцов – продольное.

Исходя из анализа представленных данных видно, что титанополимерные материалы характеризуются низким значением СРТУ. В среднем значения СРТУ материала ВТПУ-1, армированного углеродным волокном, в 4–5 раз меньше аналогичных значений для материала ВТПО-1, упрочненного арамидным волокном [19]. Значения СРТУ в зависимости от ΔK в интервале значений от 23,2 до 43,4 МПа $\sqrt{м}$ либо не изменяются, либо проявляют незначительную склонность к увеличению, что выгодно отличает титанополимерные материалы от традиционных средне- и высокопрочных титановых сплавов, в частности Ti-64 и ВТ23М. Полученные результаты представлены графически (рис. 2).

Обсуждение результатов

По результатам сравнительного анализа ПКМ-составляющей разработанных материалов видно, что применение различных армирующих наполнителей в созданных слоистых титанополимерных материалах предопределяет их различия: для материала ВТПУ-1 характерны более высокий уровень прочностных характеристик и, соответственно, более высокая удельная прочность, а также очень низкие значения СРТУ; для материала ВТПО-1 – более высокий уровень ударной вязкости при более низкой удельной прочности и более высоких значениях СРТУ.

Необходимо отметить, что механизм усталостного разрушения гибридных МПКМ существенно отличается и более сложен в сравнении с гомогенными по структуре и свойствам металлическими сплавами. Для классического титанового сплава механизм развития процесса усталостного разрушения состоит из трех стадий: зарождение, рост трещины усталости с установившейся скоростью, быстрый рост трещины и разрушение материала. В случае слоистых композиционных материалов существует большее количество стадий и механизмов развития данного процесса.

Первая стадия – развитие и распространение трещины усталости на поверхностных металлических слоях материала, которые в случае наличия концентратора напряжений (отверстия) распространяются от него. Армирующее волокно также может выступать в качестве концентратора напряжений (в особенности при укладке в поперечном направлении по отношению к оси нагружения), поэтому процесс зарождения трещин усталости также развивается и в матрице композиционного материала вблизи границы раздела «матрица–волокно».

При росте трещин усталости до критического размера, ослаблении металлической составляющей материала и, как результат, увеличении уровня напряжений процесс образования и роста новых трещин активнее развивается в слоях композиционного материала и на границе раздела «металл–композиционный материал». Процесс усталостного разрушения в слоях с продольным по отношению к оси нагружения направлением укладки армирующего наполнителя может происходить следующим образом. Трещина усталости, как показано на материале TiGr, зарождается и распространяется между волокон в сторону поверхностных металлических слоев, а при достижении границы раздела «металл–композиционный материал» меняет направление, и далее в гибридном материале развивается процесс расслаивания [20]. Зачастую при росте трещин на ранних стадиях процесса армирующие волокна преимущественно не повреждаются, и формируется так называемый мостик из волокон [21]. Необходимость учета влияния перечисленных механизмов существенно осложняет моделирование и прогнозирование процесса усталостного разрушения слоистых МПКМ.

На последней стадии процесс усталостного разрушения распространяется непосредственно на волокна армирующего наполнителя, расположенные вдоль оси направления приложения нагрузки, и материал разрушается.

После проведения усталостных испытаний образцов титаноплимерных материалов ВТПУ-1 и ВТПО-1 при выбранной нагрузке произошло разрушение только поверхностных металлических слоев, т. е. в слоях из ПКМ, вероятно, прошли только первая стадия процесса усталостного разрушения материала и частично вторая.

Низкие значения СРТУ (рис. 2) свидетельствуют о повышенной трещиностойкости разработанных материалов. Слоистые титаноплимерные материалы ВТПУ-1 и ВТПО-1 обладают существенным преимуществом – более низкие значения СРТУ в сравнении с титановыми сплавами Ti-64 (в 20–40 и 5–8 раз соответственно) и ВТ23М (в 28 и 6 раз соответственно), что также подтверждается результатами сравнения зарубежных титаноплимерных материалов-аналогов с титановыми сплавами, в том числе при повышенных температурах [5].

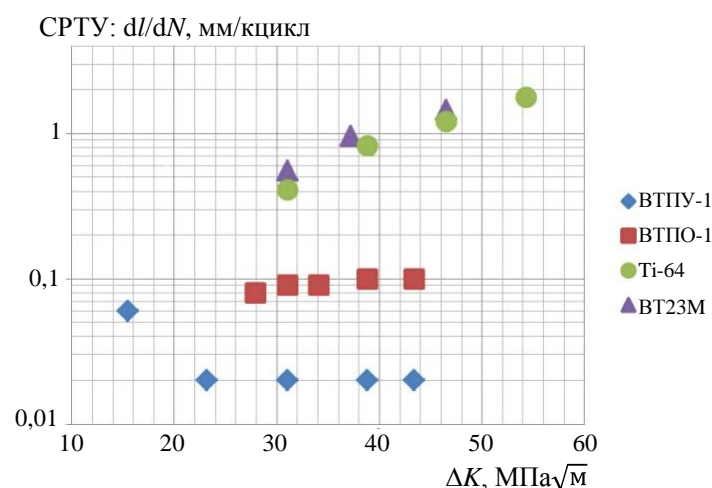


Рис. 2. Зависимости скорости роста трещины усталости (СРТУ) от коэффициента интенсивности напряжений ΔK титаноплимерных материалов ВТПУ-1 и ВТПО-1 в сравнении с титановыми сплавами Ti-64 и ВТ23М

Низкие значения СРТУ, как отмечено ранее, характерны для всего класса гибридных слоистых композиционных материалов, а значения СРТУ разработанных материалов находятся на уровне соответствующего показателя отечественного гибридного материала на основе алюминия СИАЛ-1-1Р.

Классическая теория механизма усталостного разрушения, использующая понятие фактора интенсивности приложенных напряжений изотропного материала, не вполне подходит для описания поведения гибридных слоистых композиционных материалов. Многослойная структура гибридного материала и наличие высокопрочных высокомодульных волокон оказывают существенное влияние на СРТУ. В первую очередь низкие значения СРТУ обусловлены тем, что даже при существенном нарушении целостности слоя из ПКМ на стадии роста трещины с установившейся скоростью большая часть армирующих волокон остается целостной и принимает на себя воздействие приложенных нагрузок [21]. Трещины при расслаивании, распространяющиеся вдоль направления приложения нагрузки, также забирают для своего роста часть приложенной энергии, однако площадь поперечного сечения при этом не уменьшается, что является дополнительным фактором обеспечения низких значений СРТУ материала. Рядом исследователей также отмечено, что относительно слабое соединение металлических слоев со слоями ПКМ снижает уровень прочностных свойств, но также может повышать сопротивление усталостному разрушению слоистых гибридных МПКМ [20].

Необходимо отметить еще одну отличительную особенность процесса усталостного разрушения в гибридных композиционных материалах, проиллюстрированную на примере материала TiGr. В классических титановых сплавах, например Ti-15-3, СРТУ увеличивается с повышением коэффициента интенсивности напряжений ΔK . Для гибридного материала, наоборот, характерно снижение СРТУ с последующим переходом к установившимся значениям [22]. При анализе данных табл. 3 и рис. 2 выявлено, что для титанополимерного материала ВТПУ-1 также наблюдается аналогичная тенденция. Предполагается, что дальнейшее увеличение ΔK не приведет к существенному повышению СРТУ разработанных материалов, что является одним из наиболее важных преимуществ по сравнению с традиционными титановыми сплавами.

Заключения

Представлены физико-механические и эксплуатационные свойства, а также микроструктура слоистых титанополимерных материалов марок ВТПУ-1 и ВТПО-1. Показано, что их состав (компоновка) и технология изготовления обеспечивают высокий уровень прочностных свойств при растяжении (включая удельную прочность), ударной вязкости, сопротивления усталостному разрушению, а также низкие значения СРТУ в направлении укладки армирующего наполнителя (волокна).

Исследование эксплуатационных свойств показало, что слоистые титанополимерные материалы ВТПУ-1 и ВТПО-1 обладают меньшими значениями СРТУ в сравнении с титановыми сплавами Ti-64 (в 20–40 и 5–8 раз соответственно) и ВТ23М (в 28 и 6 раз соответственно).

В отличие от традиционных титановых сплавов, для которых СРТУ увеличивается с повышением коэффициента интенсивности напряжений ΔK , для слоистого титанополимерного материала ВТПУ-1 обнаружено, наоборот, снижение СРТУ с последующим переходом к установившимся значениям, что также является важным преимуществом при их эксплуатации в изделиях авиакосмической отрасли.

Список источников

1. Каблов Е.Н., Антипов В.В. Роль материалов нового поколения в обеспечении технологического суверенитета Российской Федерации // Вестник Российской академии наук. 2023. Т. 93. № 10. С. 907–916.
2. Печенюк В.С., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции крыла или фюзеляжа магистрального самолета из металлополимерных композиционных материалов // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2021. № 64. С. 74–82.
3. Etri H., Korkmaz M., Gupta M. et al. A state of the art review on mechanical characteristics of different fiber metal laminates for aerospace and structural applications // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2022. No. 123. P. 2965–2991. DOI: 10.1007/s00170-022-10277-1.
4. Лавров А.В., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Автаев В.В. Оптимизация структуры гибридных композиционных материалов авиационного назначения // Труды ВИАМ. 2016. № 11 (47). Ст. 07. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 26.05.2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-11-7-7.
5. Kazemi M.E., Shanmugam L., Yang L., Yang J. A review on the hybrid titanium composite laminates (HTCLs) with focuses on surface treatments, fabrications, and mechanical properties // Composites. Part A. 2020. Vol. 128. P. 105679. DOI: 10.1016/j.compositesa.2019.105679.
6. Muniyan V., Kumar V.V., Suyambulingam I. et al. A review of recent advancements in the impact response of fiber metal laminates // Heliyon. 2025. No. 11. P. e41756. DOI: 10.1016/j.heliyon.2025.e41756.

7. Яковлев А.Л., Ночовная Н.А., Путырский С.В., Крохина В.А. Титанополимерные слоистые материалы // *Авиационные материалы и технологии*. 2016. № S2 (44). С. 56–62. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-S2-56-62.
8. Liu D., Tang Y.J., Cong W.L. A review of mechanical drilling for composite laminates // *Composite Structures*. 2012. No. 94. P. 1265–1279.
9. Benedict A.V. *An Experimental Investigation of GLARE and Restructured Fiber Metal Laminates*. Daytona Beach: Embry-Riddle Aeronautical University, 2012. 103 p.
10. Серебренникова Н.Ю., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ерасов В.С., Каширин В.В. Гибридные слоистые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов применительно к панелям крыла самолета // *Авиационные материалы и технологии*. 2016. № 3 (42). С. 3–8. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-3-3-8.
11. *Joining of Polymer-Metal Hybrid Structures: Principles and Applications*. 1st ed. / Ed. S.T. Amancio-Filho, L.-A. Blaga. John Wiley & Sons Inc., 2018. 394 p.
12. Каблов Е.Н., Лаптев А.Б., Прокопенко А.Н., Гуляев А.И. Релаксация полимерных композиционных материалов под длительным действием статической нагрузки и климата (обзор). Часть 1. Связующие // *Авиационные материалы и технологии*. 2021. № 4 (65). Ст. 08. URL: <http://www.journal.viam.ru> (дата обращения: 14.10.2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2021-0-4-70-80.
13. Железина Г.Ф., Колобков А.С., Кулагина Г.С., Кан А.Ч. Демпфирующие свойства гибридных слоистых металлополимерных материалов на основе алюминиевых, титановых сплавов и слоев органопластика // *Труды ВИАМ*. 2021. № 2 (96). Ст. 02. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 15.09.2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2021-0-2-10-19.
14. Babaytsev A.V., Lopatin S.S., Nasonov F.A. Study of Dynamic Characteristics of Hybrid Titanium-Polymer Composite Materials // *International Journal for Computational Civil and Structural Engineering*. 2024. Vol. 20 (1). P. 109–115.
15. Chen Y., Wang Y., Wang H. Research Progress on Interlaminar Failure Behavior of Fiber Metal Laminates // *Advances in Polymer Technology*. 2020. Vol. 2020. Art. 3097839. DOI: 10.1155/2020/3097839.
16. Каблов Е.Н., Кириллов В.Н., Жирнов А.Д., Старцев О.В., Вапиров Ю.М. Центры для климатических испытаний авиационных ПКМ // *Авиационная промышленность*. 2009. № 4. С. 36–46.
17. Толстикова А.А., Арисланов А.А., Путырский С.В., Шестов В.В. Исследование механических свойств слоистых титанополимерных материалов на основе титановых сплавов // *Труды ВИАМ*. 2023. № 2 (120). Ст. 02. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 15.09.2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-2-20-31.
18. *Titanium and titanium alloys. Fundamentals and applications* / Ed. by C. Leyens, M. Peters. Wiley-VCH, 2003. 513 p.
19. Каблов Е.Н., Кулагина Г.С., Железина Г.Ф., Лонский С.Л., Куршев Е.В. Исследование микроструктуры однонаправленного органопластика на основе арамидных волокон Русар-НТ и эпоксидно-полисульфонового связующего // *Авиационные материалы и технологии*. 2020. № 4 (61). С. 19–26. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-4-19-26.
20. Burianek D.A., Spearing S.M. Fatigue damage in titanium-graphite hybrid laminates // *Composites Science and Technology*. 2002. Vol. 62. P. 607–617.
21. Alderliesten R.C. Designing for damage tolerance in aerospace: A hybrid material technology // *Journal of Materials and Design*. 2015. Vol. 66. P. 421–428. DOI: 10.1016/j.matdes.2014.06.068.
22. Burianek D.A., Spearing S.M. Modeling of facesheet crack growth in titanium-graphite hybrid laminates. Part II: Experimental results // *Engineering Fracture Mechanics*. 2003. Vol. 70. P. 799–812.

References

1. Kablov E.N., Antipov V.V. The Role of New Generation Materials in Ensuring the Technological Sovereignty of the Russian Federation. *Vestnik Rossiyskoy akademii nauk*, 2023, vol. 93, no. 10, pp. 907–916.

2. Pechenyuk V.S., Popov Yu.I. Conceptual Design of a Mainline Aircraft Wing or Fuselage Structure Made of Metal-Polymer Composite Materials. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2021, no. 64, pp. 74–82.
3. Etri H., Korkmaz M., Gupta M. et al. A state of the art review on mechanical characteristics of different fiber metal laminates for aerospace and structural applications. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2022, no. 123, p. 2965–2991. DOI: 10.1007/s00170-022-10277-1.
4. Lavrov A.V., Erasov V.S., Podzhivotov N.Yu., Avtaev V.V. Optimization of structure of hybrid composition materials for aircraft. *Trudy VIAM*, 2016, no. 11 (47), paper no. 07. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed: May 26, 2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-11-7-7.
5. Kazemi M.E., Shanmugam L., Yang L., Yang J. A review on the hybrid titanium composite laminates (HTCLs) with focuses on surface treatments, fabrications, and mechanical properties. *Composites. Part A*, 2020, vol. 128, p. 105679. DOI: 10.1016/j.compositesa.2019.105679.
6. Muniyan V., Kumar V.V., Suyambulingam I. et al. A review of recent advancements in the impact response of fiber metal laminates. *Heliyon*, 2025, no. 11, p. e41756. DOI: 10.1016/j.heliyon.2025.e41756.
7. Yakovlev A.L., Nochovnaya N.A., Putyrskij S.V., Krohina V.A. Titanium-polymer laminated materials. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2016, no. S2, pp. 56–62. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-S2-56-62.
8. Liu D., Tang Y.J., Cong W.L. A review of mechanical drilling for composite laminates. *Composite Structures*, 2012, no. 94, pp. 1265–1279.
9. Benedict A.V. *An Experimental Investigation of GLARE and Restructured Fiber Metal Laminates*. Daytona Beach: Embry-Riddle Aeronautical University, 2012, 103 p.
10. Serebrennikova N.Yu., Antipov V.V., Senatorova O.G., Erasov V.S., Kashirin V.V. Hybrid multilayer materials based on aluminum-lithium alloys applied to panels of plane wing. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2016, no. 3 (42), pp. 3–8. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-3-3-8.
11. *Joining of Polymer-Metal Hybrid Structures: Principles and Applications*. 1st ed. Ed. S.T. Amancio-Filho, L.-A. Blaga. John Wiley & Sons Inc., 2018, 394 p.
12. Kablov E.N., Laptev A.B., Prokopenko A.N., Gulyaev A.I. Relaxation of polymeric composite materials under the prolonged action of static load and climate (review). Part 1. Binders. *Aviation materials and technologies*, 2021, no. 4 (65), paper no. 08. Available at: <http://www.journal.viam.ru> (accessed: October 14, 2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2021-0-4-70-80.
13. Zhelezina G.F., Kolobkov A.S., Kulagina G.S., Kan A.Ch. Damping properties of hybrid layered metal-polymer materials based on aluminum, titanium alloys and organoplastics layers. *Trudy VIAM*, 2021, no. 2 (96), paper no. 02. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed: September 15, 2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2021-0-2-10-19.
14. Babaytsev A.V., Lopatin S.S., Nasonov F.A. Study of Dynamic Characteristics of Hybrid Titanium-Polymer Composite Materials. *International Journal for Computational Civil and Structural Engineering*, 2024, vol. 20 (1), pp. 109–115.
15. Chen Y., Wang Y., Wang H. Research Progress on Interlaminar Failure Behavior of Fiber Metal Laminates. *Advances in Polymer Technology*, 2020, vol. 2020, art. 3097839. DOI: 10.1155/2020/3097839.
16. Kablov E.N., Kirillov V.N., Zhirnov A.D., Startsev O.V., Vapirov Yu.M. Centers for climatic testing of aviation PCM. *Aviacionnaya promyshlennost*, 2009, no. 4, pp. 36–46.
17. Tolstikov A.A., Arislanov A.A., Putyrskiy S.V., Shestov V.V. Study of the mechanical properties of titanium composite laminates materials based on titanium alloys. *Trudy VIAM*, 2023, no. 2 (120), paper no. 02. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed: September 15, 2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-2-20-31.
18. *Titanium and titanium alloys. Fundamentals and applications*. Ed. by C. Leyens, M. Peters. Wiley-VCH, 2003, 513 p.

19. Kablov E.N., Kulagina G.S., Zhelezina G.F., Lonskii S.L., Kurshev E.V. Microstructure research of the unidirectional organoplastic based on Rusar-NT aramid fibers and epoxy-polysulfone binder. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2020, no. 4 (61), pp. 19–26. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-4-19-26.
20. Burianek D.A., Spearing S.M. Fatigue damage in titanium-graphite hybrid laminates. *Composites Science and Technology*, 2002, vol. 62, pp. 607–617.
21. Alderliesten R.C. Designing for damage tolerance in aerospace: A hybrid material technology. *Journal of Materials and Design*, 2015, vol. 66, pp. 421–428. DOI: 10.1016/j.matdes.2014.06.068.
22. Burianek D.A., Spearing S.M. Modeling of facesheet crack growth in titanium-graphite hybrid laminates. Part II: Experimental results. *Engineering Fracture Mechanics*, 2003, vol. 70, pp. 799–812.

Информация об авторах

Антипов Владислав Валерьевич, генеральный директор, д.т.н., НИЦ «Курчатовский институт» – ЦНИИ КМ «Прометей», mail@crism.ru

Дуюнова Виктория Александровна, начальник Научно-исследовательского отделения, к.т.н., НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Оглодков Михаил Сергеевич, заместитель начальника Научно-исследовательского отделения, к.т.н., НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Ширяев Андрей Александрович, старший научный сотрудник, к.т.н., НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Крохина Виктория Александровна, начальник сектора, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Путырский Станислав Владимирович, начальник лаборатории, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Анисимова Анна Юрьевна, инженер 1 категории, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Information about the authors

Vladislav V. Antipov, Director General, Doctor of Sciences (Tech.), NRC «Kurchatov Institute» – CRISM «Prometey», mail@crism.ru

Victoria A. Duyunova, Head of Scientific-Research Bureau, Candidate of Sciences (Tech.), NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Mikhail S. Oglodkov, Deputy Head of Scientific-Research Bureau, Candidate of Sciences (Tech.), NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Andrey A. Shiryaev, Senior Researcher, Candidate of Sciences (Tech.), NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Victoria A. Krohina, Head of Sector, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Stanislav V. Putyrskiy, Head of Laboratory, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Anna Yu. Anisimova, First Category Engineer, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Статья поступила в редакцию 01.11.2025; одобрена и принята к публикации после рецензирования 05.11.2025.

The article was submitted 01.11.2025; approved and accepted for publication after reviewing 05.11.2025.