

УДК 629.735.33.02.017.1: 620.194.23:621.892.86

doi: 10.32620/akt.2021.4sup.2.08

М. В. КАРУСКЕВИЧ¹, С. Р. ИГНАТОВИЧ¹, Т. П. МАСЛАК¹,
А. И. СЕМЕНЕЦ², Е. П. ГАВРИЛОВ²

¹ *Национальный авиационный университет, Украина*

² *Государственное предприятие «АНТОНОВ», Украина*

ВЛИЯНИЕ АНТИКОРРОЗИОННЫХ ПЛЕНКООБРАЗУЮЩИХ СОСТАВОВ НА УСТАЛОСТЬ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ. ОБЗОР ИССЛЕДОВАНИЙ

Коррозия конструкций воздушных судов является одним из основных факторов, ограничивающих длительность их эксплуатации, влияющих на экономическую эффективность и безопасность авиационного транспорта. Защита от коррозии выполняется на стадии производства авиационных конструкций, в процессе их ремонта и технического обслуживания. Одним из дополнительных мероприятий антикоррозионной защиты является применение пленкообразующих покрытий, которые вытесняют влагу из зазоров конструктивных соединений, образуют защитную пленку, а также замедляют процесс коррозии. Защитные свойства пленкообразующих покрытий исследуются стандартными коррозионными испытаниями. В тоже время специфика авиационных конструкций и возможные побочные эффекты применения антикоррозионных составов требуют проведения специальных исследований. В статье представлен анализ работ, в которых рассматривается влияние пленкообразующих антикоррозионных составов на усталость элементов авиационных конструкций. Основным видом соединений в конструкции современного самолета являются заклепочные соединения. Высокая проникающая способность пленкообразующих материалов обеспечивает их проникновение в зазоры заклепочных соединений, что, в ряде случаев, может оказывать влияние на силы трения между соединяемыми элементами, которые обеспечивают целостность соединений. В некоторых экспериментальных исследованиях в качестве побочного эффекта отмечается влияние пленкообразующих составов на кинетику роста трещин усталости. Рассматривается ряд возможных механизмов замедления и ускорения скорости развития трещин. Экспериментальные данные, касающиеся влияния антикоррозионных составов на усталость заклепочных соединений и процесс распространения усталостных трещин в конструкционных материалах, указывают на необходимость разработки универсальной методологии выбора и применения пленкообразующих составов для защиты авиационных конструкций от коррозии с учетом минимизации или предотвращения побочных негативных эффектов на ресурсные характеристики воздушных судов.

Ключевые слова: усталость; коррозия; заклепочные соединения; пленкообразующие антикоррозионные составы; побочные эффекты.

Введение

Пленкообразующие антикоррозионные составы являются дополнительным средством защиты авиационных конструкций от коррозии. Большинство таких составов содержат ингибиторы коррозии и созданы на основе нефтепродуктов. В литературе и технической документации используются различные термины их описания: Corrosion Preventive Compounds (CPC), Corrosion Inhibiting Compounds (CIC), Water Displacing Corrosion Preventative Compounds (WDPCs), Пленкообразующие Ингибированные Нефтяные Составы (ПИНСы). Накопленный опыт применения этих составов показывает эффективность и перспективность дальнейшего развития данного направления в предотвращении деградации несущей способности авиационных конструкций вследствие повреждения коррозией.

Защитные свойства пленкообразующих антикоррозионных составов проверяются стандартными и специальными методами коррозионных испытаний [1, 2].

Наряду с исследованиями, подтверждающими антикоррозионные свойства составов, существуют опасения относительно возможных негативных побочных эффектов, например, снижение сопротивления усталостной прочности заклепочных соединений из-за попадания данных веществ в зазоры и изменения сил трения в соединениях. Немаловажным является и возможное влияние пленкообразующих составов на скорость распространения усталостных трещин.

Учитывая разнообразие конструкций авиационных соединений, значительное количество производителей, широкую номенклатуру антикоррозионных материалов на рынке, разнообразие условий их

работы в конструкциях самолетов, а также отсутствие данных о химическом составе (является коммерческой тайной), очевидна необходимость систематизации накопленных экспериментальных данных и проведение анализа возможных механизмов влияния пленкообразующих антикоррозионных составов на ресурсные характеристики авиационных конструкций. Указанная задача является *целью настоящей работы*.

1. Влияние пленкообразующих антикоррозионных материалов на усталость заклепочных соединений

Одним из первых исследований влияния пленкообразующих антикоррозионных составов на усталость авиационных конструкций является работа [3]. Авторы исследовали влияние маслосодержащего антикоррозионного состава на усталость образцов, отражающих особенности авиационных конструкций. Образцы представляли собой элементы заклепочных соединений листовых конструкций обшивки. Листы были изготовлены из плакированного алюминиевого сплава 2024-T3 толщиной 1,66 мм, соединение выполнялось заклепками диаметром 4,8 мм, расположенными в три ряда. Перед сборкой одна из поверхностей каждого листа была покрыта эпоксидным грунтом. В соответствии с принятой при производстве самолетов технологией, грунтованная поверхность контактировала с поверхностью без грунта. На части образцов контак-

тируемые поверхности перед сборкой обрабатывались маслосодержащим составом.

Рассматривались следующие эффекты: уменьшение доли нагрузки, передаваемой за счет трения между листами обшивки, соответствующее увеличение усилий сдвига в заклепках соединения; изменение сил трения в соединении и перенос продуктов трения проникающей жидкостью, проникновение жидкости в усталостную трещину и создание раскливающего эффекта в кончике трещины. Не исключалось также и возможное химическое взаимодействие металла с проникающей жидкостью.

Результаты испытаний, показанные на рис. 1, указывают на снижение усталостной долговечности при обработке маслосодержащим раствором. При высоких значениях напряжения долговечность уменьшилась, приблизительно, на 50%, при низких – на 33%.

В работе [4] проведены испытания четырех видов соединений листов алюминиевого сплава 2024-T3 с обработкой и без обработки антикоррозионным составом LPS-3. Использовалась программа нагружения TWIST, применяемая при ресурсных испытаниях самолетов транспортной категории. Было установлено, что эффект изменения усталостной прочности зависит от конструкции соединения и уровня действующих нагрузок. Снижение усталостной долговечности наблюдалось при испытании однорядных соединений внахлест и однорядных соединений встык, подкрепленных накладкой с одной стороны.

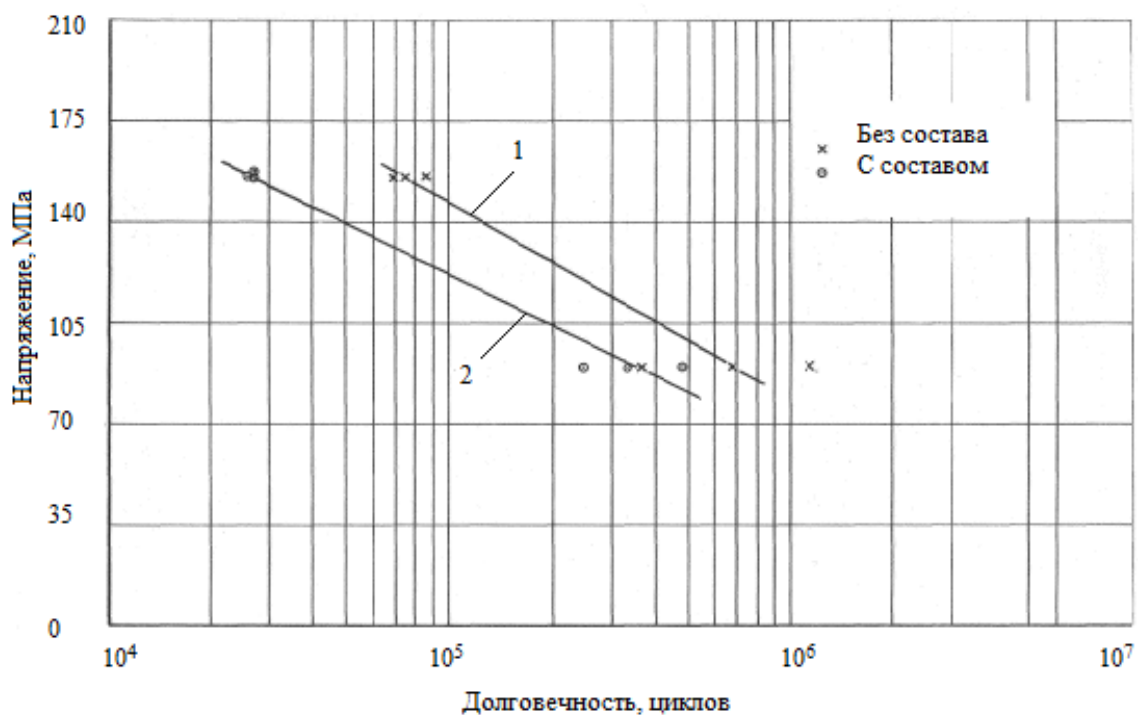


Рис. 1. Кривые усталости образцов заклепочных соединений: 1 – без обработки; 2 – обработанных маслосодержащим составом [3]

В то же время при испытании соединений встык, подкрепленных накладками с двух сторон, и при испытании образцов соединений внахлест с потайными заклепками, влияние антикоррозионного состава на усталость не выявлено.

Пленкообразующие защитные составы могут влиять на прочность заклепочных соединений из-за изменения сил трения между соединяемыми элементами. Возможное их проскальзывание обуславливает увеличение нагрузки на заклепки и способствует раннему разрушению [5]. При этом автор работы показал, что увеличение диаметра заклепок может предотвратить разрушение срезом по заклепкам.

Будучи смазывающим материалом, пленкообразующие составы оказывают влияние на процесс формирования трещин при фреттинге [6]. Ключевым фактором является наличие плакирующего слоя на элементах соединения, который более чувствителен к фреттингу чем материал сплава без плакирующего слоя. При этом может проявляться как негативный эффект, связанный с уменьшением сил трения и с неблагоприятным перераспределением усилий в элементах соединения, так и позитивный, приводящий к снижению опасности зарождения трещин.

Пленкообразующие антикоррозионные составы применяются для защиты конструкций самолетов различных категорий. В работе [7] рассматривается влияние антикоррозионных составов на усталость

заклепочных соединений, типичных для самолетов категории «Авиация общего назначения» (General Aviation). Испытывались образцы, моделирующие заклепочное соединение листов алюминиевого сплава 2024-T3 внахлест (рис. 2). Двухрядное соединение воспроизводило типичное соединение в конструкции небольших самолетов. Заклепки были изготовлены из сплава 2117T4, диаметр заклепок 3,175 мм. Диаметр заклепок несколько меньше диаметра отверстий для обеспечения радиального расширения заклепок в процессе клепки. Разрушающие напряжения среза составляли 207 МПа, напряжения смятия – 690 МПа.

Исследовались два различных антикоррозионных состава: LPS-2 (на масляной основе) и LPS-3 (на мягкой восковой основе). Состав LPS-2, имеющий меньшую вязкость, наносился после склепывания, а состав LPS-3, обладающий меньшей проникающей способностью, наносился перед склепыванием.

Проведенные исследования показали следующие результаты: наличие антикоррозионных составов уменьшает число циклов до разрушения в диапазоне напряжений, относящихся к условно принятому «среднему» уровню; разрушение может происходить как по заклепке, так и по листу; наличие антикоррозионного состава определяет характер разрушения – при высоких напряжениях разрушение происходит по заклепкам (табл. 1).

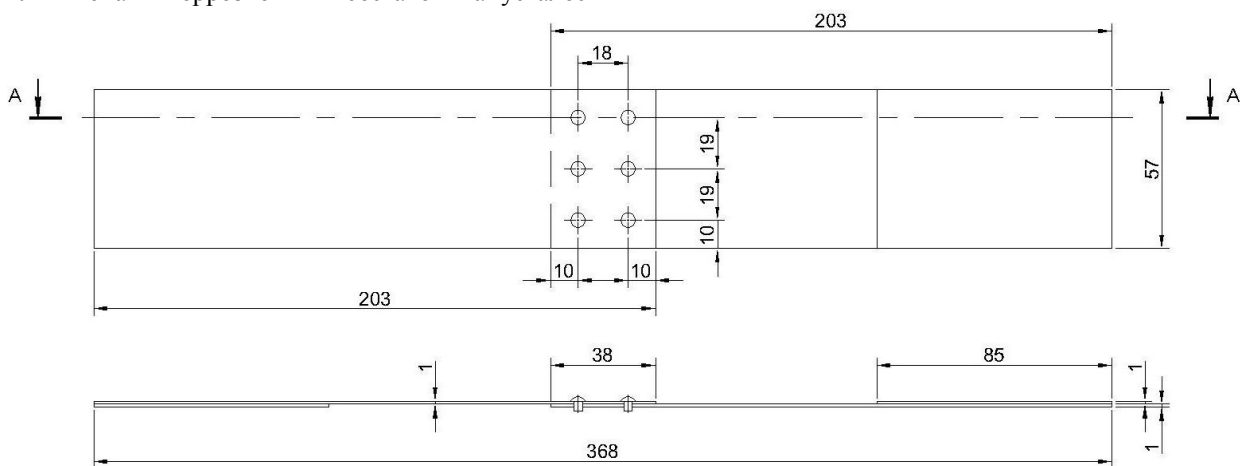


Рис. 2. Размеры образцов, моделирующих заклепочное соединение в легких самолетах [7]

Таблица 1

Характер разрушения заклепочных соединений [7]

Уровень нагрузки	Нагрузка, кН	Без обработки	Обработка LPS-2	Обработка LPS-3
Высокий	11,3	Разрушение заклепок	Разрушение заклепок	Разрушение заклепок
Высокий	10,0	Разрушение по листу	Разрушение заклепок	Разрушение заклепок
Высокий	9,0	Разрушение по листу	Разрушение по листу	Разрушение заклепок
Высокий	8,0	Разрушение по листу	Разрушение заклепок	Разрушение по листу
Средний	7,0	Разрушение по листу	Разрушение по листу	Разрушение по листу
Средний	6,0	Разрушение по листу	Разрушение по листу	Разрушение по листу
Низкий	4,0	Разрушение по листу	Не разрушились	Разрушение по листу

Полученные кривые усталости (рис. 3) отображают негативное влияние обработки антикоррозионными составами на долговечность заклепочных соединений выбранного типа.

Очевидно, что в данном случае долговечность определяется конкурирующими процессами: перераспределением усилий в элементах соединения, влиянием смазывающего материала на фреттинг, а также вторичным изгибом соединений вследствие несимметричности нагружения, приводящим к появлению дополнительных напряжений изгиба в листах и осевых напряжений в заклепках.

В работе [8] исследовалось поведение однорядных заклепочных соединений листов алюминиевого сплава при циклическом нагружении в соответствии с программой FALSTAF. Было показано, что влияние трения при усталости возрастает с увеличением числа циклов. На ранней стадии усталости большая часть нагрузки передается заклепками, однако с увеличением числа циклов нагружения коэффициент трения между контактирующими поверхностями существенно возрастает, что делает сцепление листов по контактной поверхности доминирующим фактором механизма передачи нагрузки.

Роль трения в соединениях при передаче нагрузки на заклепки зависит от величины растягивающей силы. При действии больших нагрузок только незначительная часть усилий передается силами трения между контактирующими поверхностями [9]. Однако, при низком уровне прикладываемых к соединению нагрузок трение становится доминирующим фактором. При этом не установлено, каким образом на процесс передачи нагрузок в заклепочном соединении влияют сжимающие усилия,

создаваемые заклепками, и какова роль смазывающего материала.

Жесткость соединения также является важным фактором сопротивления усталостному разрушению, что обуславливается механизмом передачи усилий в заклепочных соединениях [10]. Усталостная прочность возрастает с увеличением рядности заклепочного соединения. На усталостную прочность заклепочных соединений, выполненных внахлест, влияет и вторичный изгиб заклепочных соединений. При этом появляются дополнительные нормальные напряжения [11], возникает раскрытие соединения, что облегчает попадание в зазор между листами антикоррозионного состава и изменение характеристик трения между контактирующими листами.

2. Влияние пленкообразующих составов на развитие трещин усталости

Существенное снижение усталостной долговечности наблюдается в заклепочных соединениях, где силы трения не оказывают существенного влияния на работу конструкции. Это предполагает наличие иных механизмов влияния на усталость антикоррозионных составов, в частности их влияние на процессы формирования и распространение усталостных трещин.

Особенности развития трещин усталости в конструкционных сплавах при наличии пленкообразующих антикоррозионных составов рассматривались в ряде работ, например, в [12]. Исследовалось развитие усталостных трещин в алюминиевом сплаве 2024-T351 в среде антикоррозионного состава. Результаты испытаний сравнивались с полученными

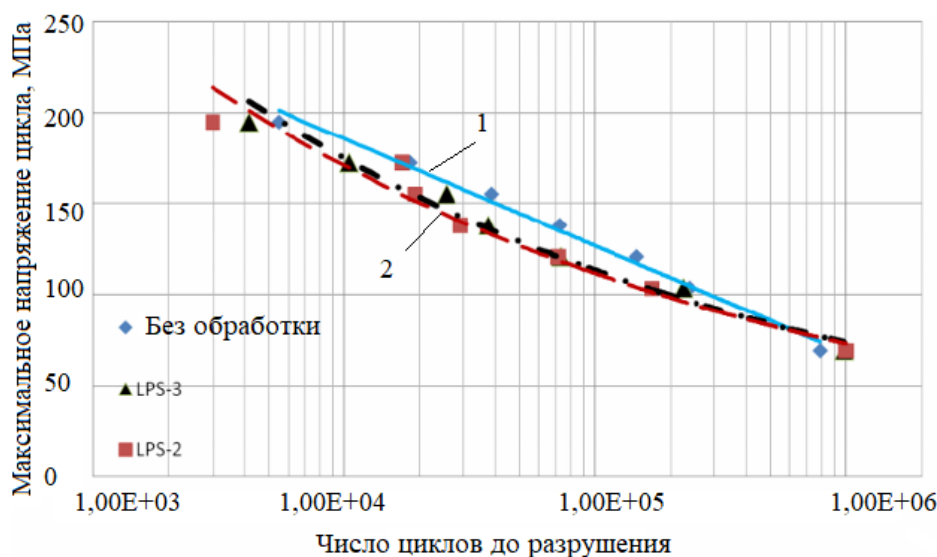


Рис. 3. Сравнение усталостной долговечности заклепочных соединений: 1 – обработанных составами LPS-2, LPS-3; 2 – без обработки [7]

при испытаниях в воздухе и дистиллированной воде. Значение коэффициента интенсивности напряжений поддерживалось в диапазоне 10,0...14,0 МПа/м^{1/2}. Коэффициент асимметрии напряжений – 0,3, частота нагружения – 5 Гц. Температура проведения испытаний – комнатная, влажность поддерживалась не выше 40 %, уровень pH дистиллированной воды составлял 6...7.

Полученные в [12] результаты однозначно указывают на негативное влияние антикоррозионного состава на живучесть образцов с трещиной.

В соответствии с формулой Пэриса скорость развития трещины определяется как Пэриса:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m,$$

где a – длина трещины;

N – число циклов нагружения;

ΔK – размах коэффициента интенсивности напряжений;

C и m – коэффициенты материала.

Если показатель степени n в уравнении Пэриса для скорости роста трещин практически не изменяется в среде состава, то коэффициент C в данном уравнении выше для среды пленкообразующего состава, чем для среды дистиллированной жидкости и для воздуха (табл. 2).

Таблица 2

Средние значения коэффициентов уравнения Пэриса и значения долговечности, полученные в результате мониторинга усталостных трещин [12]

Среда	Воздух	Вода	Антикоррозионный состав
Коэффициент C	$1,74 \cdot 10^{-11}$	$1,85 \cdot 10^{-11}$	$2,10 \cdot 10^{-11}$
Показатель степени n	3,84	3,85	3,86
Средняя долговечность, циклы	175217	108351	71455
Стандартное отклонение, %	27	11	14

Возможный механизм ускоренного роста трещин скорее всего связан с уменьшением закрытия трещины.

Первый вариант реализации данного механизма состоит в уменьшении образования оксидов на только что сформировавшихся поверхностях трещины. Это явление обусловлено тем, что антикоррозионные составы обладают низкой вязкостью и низким значением поверхностного натяжения, что обеспечивает высокую их проникающую способность. Попадая в трещину, составы не позволяют кислороду достичь берегов трещины, предотвращая окисление.

Второй механизм, в соответствии с которым составы вызывают снижение вызванного окислением закрытия, состоит в вымывании продуктов окисления из кончика трещины антикоррозионным раствором.

Третьим механизмом ускорения трещин может быть уменьшение трения между контактирующими берегами трещины.

Отметим, что выполненные фрактографические исследования не выявили значительных отличий в морфологии поверхностей разрушения образцов, испытанных в различных средах [12].

Говоря о возможности практического применения представленных в работе [12] результатов, важно отметить, что авторы не указывают марку антикоррозионного состава, ограничиваясь сообщением о том, что «использовалось маслосодержащее пленкообразующее покрытие, широко применяемому в авиационной индустрии».

В работе [13] исследовалось влияние пленкообразующих составов на развитие трещин усталости в образцах сплава 7075Т6 с плакирующим слоем и без плакирования. Нагружение производилось с частотой 2 Гц при коэффициенте асимметрии цикла 0,1. Испытания проводились в среде NaCl, а также в воздушной среде различной влажности. Исследуемые составы с различными характеристиками проникающей способности, вязкости и твердости: LPS-2, LPS-3, LPS Procyon, VCI-368, Cor-Ban 35, Dinitrol AV-15, Corrosion X Aviation. Обработка антикоррозионными составами выполнялась после достижения усталостными трещинами определенной длины. Сравнивалась скорость развития трещины до и после антикоррозионной обработки.

В случае применения состава Dinitrol AV15 увеличение скорости распространения трещин наблюдалось непосредственно после его нанесения, а после определенного периода времени после нанесения такой эффект не проявлялся. Суммарный эффект Dinitrol AV15 был незначительным. Практическим выводом из этого наблюдения может быть рекомендация высушивать обработанные конструкции не менее 24 часов перед их нагружением.

Применение LPS-2 при испытаниях с постоянным размахом коэффициента интенсивности напряжения показывает увеличение скорости развития трещины. Однако в случае нагружения с увеличивающимся коэффициентом интенсивности напряжения применения состава LPS-2 позволяет компенсировать влияние агрессивной среды NaCl при малых скоростях развития трещин.

Применение состава LPS-3 существенно замедлило скорость роста трещины непосредственно после его нанесения. Важно отметить, что указанный

эффект был различным при испытаниях различных типов образцов.

В таблице 3 приведены обобщенные результаты испытаний, выполненных авторами работы [13].

Как видно из приведенных данных, только обработка составом LPS-2 (табл. 3) вызвала ускорение скорости трещин, причем этот эффект наблюдался непосредственно после нанесения состава. Общей тенденцией для рассмотренных случаев является снижение влияния антикоррозионного состава на скорость распространения трещины с увеличением промежутка времени после нанесения состава.

Следует отметить, что в настоящее время отсутствуют данные о влиянии антикоррозионных составов на процесс формирования усталостных трещин, т.е. на инкубационную стадию усталости. Учитывая продолжительность этой стадии, которая может составлять до 50 % общей долговечности и которая зависит от уровня циклических напряжений, очевидна необходимость соответствующих исследований.

Выводы

Антикоррозионные пленкообразующие составы широко и эффективно используются для защиты авиационных конструкций от коррозии. К настоящему времени разработаны разнообразные по свойствам материалы: водовытесняющие мягкие пленки (Water Displacing Soft Film), водовытесняющие твердые пленки (Water Displacing Hard Film), не вытесняющие воду мягкие пленки (Non Water Displacing Soft Film), не вытесняющие воду твердые пленки (Non Water Displacing Hard Film).

Одной из особенностей данных материалов является их высокая проникающая способность. Вытесняя воду из щелей и зазоров, они замедляют или предотвращают процесс коррозии. Однако, ряд исследований показал, что пленкообразующие составы могут изменять силы трения в заклепочных соединениях, изменяя таким образом характер передачи нагрузки заклепочным швом и, соответственно, влияя, на усталость таких соединений.

В проведенных ранее исследованиях влияния пленкообразующих составов на усталость авиационных конструктивных элементов не изучалось поведение образцов, отражающих особенности применяемых на самолетах ГП «Антонов» заклепочных швов, а соответствующие выводы не могут быть перенесены на применяемые конструкции без проведения соответствующих исследований.

Отмечается также и влияние антикоррозионных покрытий на скорость распространения усталостных трещин, заключающееся как в ускорении процесса разрушения, так и в его замедлении. Ряд предложенных механизмов являются вероятными, однако требуют дальнейшего исследования.

Несмотря на то, что химический состав используемых в настоящее время пленкообразующих материалов является объектом интеллектуальной собственности, их маслосодержащий компонент целесообразно рассматривать как поверхностно активное вещество, способное оказать влияние на процессы образования и распространения усталостной трещины. Однако возможное проявление соответствующих эффектов до сих пор не исследовалось.

Таблица 3
Изменение скорости развития трещин усталости в зависимости от количества циклов нагружения после антикоррозионной обработки [13]

Состав	Образец	Количество циклов после применения антикоррозионной обработки, тыс.							
		50	100	150	200	250	300	400	500
LPS-2	250-6	+21%							
VCI-368	250-7	-29%							
Cor-Ban 35	250-28	-45%							
Cor-Ban 35	382-8		-21%		-37%		-13%	-39%	-21%
Cor-Ban 35	382-9	-44%	-32%	-1%	+3%				
Corrosion X Aviation	382-1	-43%	-38%	-27%	-11%	-6%			
Corrosion X Aviation	382-6	-71%	-48%	-45%	-24%	-3%			
Dinitrol AV 15	382-2	-18%	-54%	-45%	-9%	+9%			
Dinitrol AV 15	382-3	-22%	-18%	-50%	-19%	+5%			
LPS-3	382-4	-43%	-16%	-9%	0%				
LPS-3	382-5	-42%	-32%	-37%	-38%	-21%			
LPS Procyon	382-10	-12%	-22%	-19%	+15%				
LPS Procyon	382-11	-22%	-13%	+2%	-26%				

Таким образом, представленный анализ исследований указывает на необходимость разработки комплекса методов и методик, позволяющих выполнять обоснованный выбор пленкообразующих антикоррозионных составов, а также предусматривающий не только оценку защитных свойств, но и предотвращение негативных побочных эффектов их применения для защиты авиационных конструкций от коррозии.

Литература

1. ДСТУ ISO 9227:2015. Испытания на коррозию в искусственных атмосферах. Испытания соляным туманом [Текст]. – Введ. 2016–01–01. – К. : ГП «УкрНИИУЦ», 2015. – 18 с.
2. ДСТУ ISO 11130:2017. Коррозия металлов и сплавов. Испытание с переменным погружением в солевой раствор [Текст]. – Введ. 2017–12–12. – К. : ГП «УкрНИИУЦ», 2017. – 12 с.
3. O'Neill, P. H. A short study of the effect of a penetrant oil on the fatigue life of a riveted joint [Text] / P. H. O'Neill, R. J. Smith // *Aeronautical Research Council*, 1975. – C.P. No. 1305. – 11 p.
4. Schijve, J. Effect of an anti-corrosion penetrant on the fatigue life in flight-simulation tests on various riveted joints [Electronic resource] / J. Schijve, F. A. Jacobs, P. J. Tromp // *Aerospace engineering reports of NAL. – National Aerospace Laboratory*, 1977. – 34 p. – Access mode: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:3936dd4e-7e77-4f76-9259-956359492bbc>. – 12.03.2021.
5. Kolkman, H. J. Effect of penetrant on fatigue of aluminium alloy lap joints [Electronic resource] / H. J. Kolkman // *Aerospace engineering reports of NAL. – National Aerospace Laboratory*, 1982. – 18 p. – Access mode: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:68a135af-d367-4c9f-ba4a-28491aa1217e>. – 12.03.2021.
6. Jaya, A. Surface damage in riveted aircraft aluminium lap joints, in the presence of lubricants [Text] / A. Jaya, U. H. Tiong, G. Clark // *Materials Science Forum*. – 2010. – Vol. 654–656. – P. 2434–2437.
7. Corrosion treatments and the fatigue of aerospace structural joints [Text] / A. Jaya, U. H. Tiong, G. Clark [et al.] // *Procedia Engineering*. – 2010. – Vol. 2, Issue 1. – P. 1523–1529.
8. Starikov, R. Fatigue behaviour of mechanically fastened aluminium joints tested in spectrum loading [Text] / R. Starikov // *International Journal of Fatigue*. – 2004. – Vol. 26, Issue 10. – P.1115–1127.
9. Optical examination of load transfer in riveted lap joints using portable holographic interferometry [Text] / K. Shankar, J. P. Baird, R. K. Clark [et al.] // *Proceedings of SPIE 2921. Int. Conf. on Experimental Mechanics: Advances and Applications (Singapore, Singapore, March 20, 1997)*. – 1997. – P. 158–163.
10. Morris, G. M. Defining a standard formula for fastener flexibility in lap-joints [Text] : PhD dissertation, Delft University of Technology, The Netherlands. – 2004.

11. An experimental investigation on the fatigue performance of riveted lap joints [Text] / M. Skorupa, A. Skorupa, T. Machniewicz [et al.] // *Proc. of the 25th Symp. of the Int. Committee on Aeronautical Fatigue «ICAF 2009, Bridging the Gap between Theory and Operational Practice» (Rotterdam, The Netherlands, May 27–29, 2009)*. – 2009. – P. 449–473.

12. Purry, C. The effect of corrosion preventative compound on fatigue crack growth properties of 2024-T351 aluminium alloys [Text] / C. Purry, A. Fien, K. Shankar // *International Journal of Fatigue*. – 2003. – Vol. 25. – P. 1175–1180.

13. Environmentally assisted fatigue crack growth rate testing with corrosion prevention compounds. Heat treating and surface engineering / S. J. H. Kuhlman, G. H. Abfalter, R. Leard [et al.] // *Proc. of the 22nd Heat Treating Society Conf. and the 2nd International Surface Engineering Congress «Heat Treating 2003» (Indiana, USA, September 15–17, 2003)*. – 2003. – P. 347–354.

References

1. ISO 9227:2015. Corrosion tests in artificial atmospheres – Salt spray tests. International Organization for Standardization, 2016. 18 p.
2. ISO 11130:2017. Corrosion of metals and alloys – Alternate immersion test in salt solution. International Organization for Standardization, 2017. 12 p.
3. O'Neill, P. H., Smith, R. J. A short study of the effect of a penetrant oil on the fatigue life of a riveted joint. *Aeronautical research council*, 1975, C.P. No. 1305. 11 p.
4. Schijve, J., Jacobs, F. A., Tromp, P. J. Effect of an anti-corrosion penetrant on the fatigue life in flight-simulation tests on various riveted joints. *Aerospace engineering reports of NAL. National Aerospace Laboratory*, 1977. 34 p. Available at: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:3936dd4e-7e77-4f76-9259-956359492bbc> (accessed 12.03.2021).
5. Kolkman, H. J. Effect of penetrant on fatigue of aluminium alloy lap joints. *Aerospace engineering reports of NAL. National Aerospace Laboratory*, 1982. 18 p. Available at: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:68a135af-d367-4c9f-ba4a-28491aa1217e>. (accessed 12.03.2021).
6. Jaya, A., Tiong, U. H., Clark, G. Surface Damage in Riveted Aircraft Aluminium Lap Joints, in the Presence of Lubricants. *Materials Science Forum*, 2010, vol. 654–656, pp. 2434–2437.
7. Jaya, A., Tiong, U. H., Mohammed, R., Bil, C., Clark, G. Corrosion treatments and the fatigue of aerospace structural joints. *Procedia Engineering*, 2010, vol. 2, issue 1, pp. 1523–1529.
8. Starikov, R. Fatigue behaviour of mechanically fastened aluminium joints tested in spectrum loading. *International Journal of Fatigue*, 2004, vol. 26, issue 10, pp. 1115–1127.
9. Shankar, K., Baird, JP, Clark, R, Williamson, H.M. Optical examination of load transfer in rivet-

ed lap joints using portable holographic interferometry. *Proc. of SPIE 2921. Int. Conf. on Experimental Mechanics: Advances and Applications*, 20 March 1997, Singapore, Singapore, 1997, pp. 158-163.

10. Morris, G. *Defining a standard formula for fastener flexibility in lap joints*. PhD dissertation, Delft University of technology, 2004.

11. Skorupa, M., Skorupa, A., Machniewicz, T., Korbek, A. An Experimental Investigation on the Fatigue Performance of Riveted Lap Joints. *ICAF 2009, Bridging the Gap between Theory and Operational Practice, Proc. of the 25th Symp. of the Int. Committee on Aeronautical Fatigue*, 27–29 May 2009, Rotterdam, The Netherlands, 2009, pp. 449-473.

12. Purry, C., Fien, A., Shankar, K. The effect of corrosion preventative compound on fatigue crack growth properties of 2024-T351 aluminium alloys. *International Journal of Fatigue*, 2003, vol. 25, pp. 1175-1180.

13. Kuhlman, S. J. H., Abfalter, G. H., Leard, R., Dante, J. Environmentally assisted fatigue crack growth rate testing with corrosion prevention compounds. Heat treating and surface engineering. *Proceedings of the 22nd heat treating society conference and the 2nd international surface engineering congress*, 15–17 September 2003, Indianapolis, USA, 2003, pp. 347-354.

Надійшла до редакції 29.06.2021, розглянута на редколегії 20.08.2021

ВПЛИВ АНТИКОРОЗІЙНИХ ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ СПОЛУК НА ВТОМУ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ. ОГЛЯД ДОСЛІДЖЕНЬ

М. В. Карускевич, С. Р. Ігнатович, Т. П. Маслак, О. І. Семенець, Є. П. Гаврилов

Корозія конструкцій повітряних суден є одним з основних факторів, що обмежують тривалість їх експлуатації, впливають на економічну ефективність і безпеку авіаційного транспорту. Захист від корозії виконується на стадії виробництва авіаційних конструкцій, в процесі їх ремонту та технічного обслуговування. Одним з додаткових заходів антикорозійного захисту є застосування плівкоутворюючих покриттів, які витісняють вологу з зазорів конструктивних з'єднань, утворюють захисну плівку, а також уповільнюють процес корозії. Захисні властивості плівкоутворюючих покриттів досліджуються стандартними корозійними випробуваннями. У той же час специфіка авіаційних конструкцій і можливі побічні ефекти застосування антикорозійних сполук вимагають проведення спеціальних досліджень. У статті представлений аналіз робіт, в яких розглядається вплив плівкоутворюючих антикорозійних сполук на втому елементів авіаційних конструкцій. Основним видом з'єднань в конструкції сучасного літака є заклепкові з'єднання. Висока проникаюча здатність плівкоутворюючих матеріалів забезпечує їх проникнення в зазори клепааних з'єднань, що, в ряді випадків, може впливати на сили тертя між елементами, що з'єднуються і які забезпечують цілісність всього з'єднання. У деяких експериментальних дослідженнях в якості побічного ефекту відзначається вплив плівкоутворюючих сполук на кінетику росту тріщин втомі. Розглядається ряд можливих механізмів уповільнення і прискорення швидкості розвитку тріщин. Експериментальні дані, що стосуються впливу антикорозійних сполук на втому клепааних з'єднань і процесу росту втомних тріщин в конструкційних матеріалах, вказують на необхідність розробки універсальної методології вибору та застосування плівкоутворюючих сполук для захисту авіаційних конструкцій від корозії з урахуванням мінімізації або запобігання побічних негативних ефектів на ресурсні характеристики повітряних суден.

Ключові слова: втома; корозія; заклепкові з'єднання; плівкоутворювальні антикорозійні сполуки; побічні ефекти.

INFLUENCE OF CORROSION PREVENTIVE COMPOUNDS ON FATIGUE OF AIRCRAFT STRUCTURES. REVIEW OF RESEARCHES

M. Karuskevich, S. Ignatovich, T. Maslak, A. Semenets, I. Gavrylov

Corrosion of aircraft structures is one of the main factors limiting the duration of their operation, affecting on the economic efficiency and safety of air transport. Corrosion protection is performed at the stage of manufacturing aircraft structures, during their repair and operation. One of the additional measures of anti-corrosion protection is the use of film-forming coatings, which displace moisture from the gaps of structural joints, form a protective film, and also slow down the corrosion process. The protective properties of film-forming coatings are investigated by standard corrosion tests. At the same time, the specifics of aircraft structures and the possible side effects of the use of anti-corrosion compounds require special studies. The article presents an analysis of works in which the effect of film-forming anticorrosive compounds on the fatigue of elements of aircraft structures is considered. The main type of joints in the structure of modern aircraft are riveted joints. The high penetrating ability of film-forming materials ensures their penetration into the gaps of riveted joints, which, in some cases, can affect the frictional forces between the connected elements, which ensure the integrity of the joints. In some experimental investigations, the influence of film-forming compositions on the kinetics of fatigue crack growth is noted as a side effect. A number of possible mechanisms of deceleration and acceleration of the rate of crack propagation are considered. Experimental

data concerning the effect of anticorrosive compounds on the fatigue of riveted joints and the process of propagation of fatigue cracks in structural materials, indicate the need to develop a universal methodology for the selection and use of film-forming compositions for the protection of aircraft structures from corrosion, taking into account the minimization or prevention of negative side effects on the service life of aircraft.

Keywords: fatigue; corrosion; riveted joints; film-forming anticorrosion compounds; side effects.

Игнатович Сергей Ромуальдович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Карускевич Михаил Витальевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. конструкции летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Маслак Татьяна Петровна – канд. техн. наук, доц., доц. каф. конструкции летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Семенец Александр Иванович – канд. техн. наук, главный конструктор по прочности, ГП «АНТОНОВ», Киев, Украина.

Гаврилов Евгений Павлович – первый заместитель генерального директора, ГП «АНТОНОВ», Киев, Украина.

Sergey Ignatovich – Doctor of Science, Professor, Head of Aircraft Design Department National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: ignatovich@nau.edu.ua, ORCID: 0000-0001-9322-2195, Scopus Author ID: 6603696962, Researcher ID: Q-4479-2019, <https://scholar.google.com.ua/citations?hl=ru&user=LWSWVXEAAA AJ>.

Mikhail Karuskevich – Doctor of Science, Professor, Professor of Aircraft Design Department National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: mvkaruskevich@nau.edu.ua, ORCID: 0000-0003-1698-0296, Scopus Author ID: 6507854987, Researcher ID: Q-4057-2019, <https://scholar.google.com/citations?hl=uk&user=oAlt15oAAA AJ>.

Tetiana Maslak – PhD, Associate professor, Associate professor of Aircraft Design Department National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: maslak@nau.edu.ua, ORCID: 0000-0001-8320-8613, Scopus Author ID: 258238617000, Researcher ID: Q-4355-2019, <https://scholar.google.com/citations?hl=uk&user=MCzLV4cAAA AJ>.

Oleksandr Semenets - PhD, Chief Designer Structure of Antonov Company, Kyiv, Ukraine, e-mail: semenets@antonov.com, ORCID: 0000-0002-9117-2494, Scopus Author ID: 56017899900, <https://www.scopus.com/authid/detail.uri?authorId=56017899900>.

Ievgen Gavrylov – First Deputy General Director of Antonov Company, Kyiv, Ukraine, e-mail: urgep@ukr.net, ORCID: 0000-0002-4947-267X.