

М.И. Баранов, С.Г. Буряковский, А.С. Гриценко, В.А. Костюк

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕРМИЧЕСКОЙ СТОЙКОСТИ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ ПАНЕЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА ТОПЛИВНОГО БАКА САМОЛЕТА К ПРЯМОМУ ВОЗДЕЙСТВИЮ НОРМИРОВАННЫХ КОМПОНЕНТ ТОКА ИСКУССТВЕННОЙ МОЛНИИ

Наведено результати досліджень термічної стійкості виготовлених в заводських умовах з необхідними покриттями випробувальних зразків (ВЗ) розміром 550 мм × 800 мм і товщиною від 1,2 до 4 мм плоских панелей з високоміцного алюмінієвого сплаву марки В95 паливного бака розробляемого вітчизняного літака до прямої дії на них для зон 1А та 2А нормованих за вимогами нормативних документів США SAE ARP 5412 і SAE ARP 5416 А (D)-, В- і С - компонент струму штучної блискавки. Показано, що вказані ВЗ панелей паливного бака літака товщиною 1,2 мм, 1,5 мм і 1,8 мм для зони 1А та товщиною 1,2 мм і 1,5 мм для зони 2А не задовольняють вимогам термічної стійкості до прямої дії на них використуваних компонент струму штучної блискавки з нормованими амплітудно-часовими параметрами (АЧП). Розрахунково-експериментальним шляхом із застосуванням капілярного контролю встановлено, що для зон 1А та 2А пряма дія відповідних компонент струму штучної блискавки з нормованими АЧП на ВЗ панелей паливного бака літака вказаною товщиною призводить до їх наскрізного проплавлення, здатного викликати вибух паливної пари в баці літака, що розглядається, і його катастрофу. Бібл. 19, табл. 2, рис. 17.*

Ключові слова: блискавка, паливний бак літака, зразок панелі паливного бака, термічна блискавкостійкість, компоненти струму блискавки, генератор струму штучної блискавки, розрахунок, експеримент.

Приведены результаты исследований термической стойкости изготовленных в заводских условиях с необходимыми защитными покрытиями испытательных образцов (ИО) размером 550 мм × 800 мм и толщиной от 1,2 до 4 мм плоских панелей из высокопрочного алюминиевого сплава марки В95 топливного бака разрабатываемого отечественного самолета к прямому воздействию на них для зон 1А и 2А нормированных по требованиям нормативных документов США SAE ARP 5412 и SAE ARP 5416 А (D)-, В- и С - компонент тока искусственной молнии. Показано, что указанные ИО панелей топливного бака самолета толщиной 1,2 мм, 1,5 мм и 1,8 мм для зоны 1А и толщиной 1,2 мм и 1,5 мм для зоны 2А не удовлетворяют требованиям термической стойкости к прямому действию на них используемых компонент тока искусственной молнии с нормированными амплитудно-временными параметрами (АВП). Расчетно-экспериментальным путем с применением капиллярного контроля установлено, что для зон 1А и 2А прямое действие соответствующих компонент тока искусственной молнии с нормированными АВП на ИО панелей топливного бака самолета указанной толщины приводит к их сквозному проплавлению, способному вызвать взрыв топливных паров в рассматриваемом баке самолета и его катастрофу. Библ. 19, табл. 2, рис. 17.*

Ключевые слова: молния, топливный бак самолета, образец панели топливного бака, термическая молниестойкость, компоненты тока молнии, генератор тока искусственной молнии, расчет, эксперимент.

Введение. При прямых ударах в летательные аппараты (ЛА) линейной молнии, развивающейся в атмосфере нашей планеты со среднестатистической частотой по всему земному шару до 100 разрядов в секунду [1], амплитудно-временные параметры (АВП) протекающего импульсного тока как непосредственно в плазменном канале ее разряда и наружных конструктивных элементах ЛА, так и в электрических цепях бортового радио- и электротехнического, а также радиоэлектронного оборудования ЛА могут принимать опасные уровни для электродинамической и термической стойкостей основных устройств и систем ЛА [2]. Согласно требований действующих нормативных документов США SAE ARP 5412 [3] и SAE ARP 5416 [4], относящихся к подвергаемым в полете прямым ударам линейной молнии объектам аэрокосмической техники, импульсный ток грозового атмосферного разряда содержит следующие три основные составляющие: импульсную А-, промежуточную В- и длительную С- компоненты. При этом нормируемые АВП импульсной А- компоненты тока молнии согласно [3, 4] принимают следующие численные значения: амплитуда тока $I_{mA} = \pm 200$ кА (при допуске $\pm 10\%$); интеграл действия тока $J_A = 2 \cdot 10^6$ А²·с (при допуске $\pm 20\%$); время t_{mA} , соответствующее амплитуде тока I_{mA} , составляет $t_{mA} \leq 50$ мкс; продолжительность τ_{pA}

протекания тока должна быть равной $\tau_{pA} \leq 500$ мкс. Аперидическая промежуточная В- компонента тока имитированной молнии имеет следующие АВП [3, 4]: средний ток $I_{LB} = \pm 2$ кА (при допуске $\pm 20\%$); переносимый электрический заряд $q_B = \pm 10$ Кл (при допуске $\pm 10\%$); продолжительность τ_{pB} протекания тока составляет $\tau_{pB} = 5$ мс (при допуске $\pm 10\%$). В рассматриваемом случае нормируемые АВП аперидической длительной С- компоненты тока молнии должны составлять следующие численные значения [3, 4]: амплитуда тока $I_{mC} = \pm (200-800)$ А; переносимый электрический заряд $q_C = \pm 200$ Кл (при допуске $\pm 20\%$); продолжительность τ_{pC} протекания тока составляет $\tau_{pC} = (0,25-1)$ с. Кроме того, модифицированная (укороченная) длительная С* - компонента тока молнии характеризуется следующими АВП [3, 4]: средний ток не менее $I_{LC*} = \pm 400$ А; продолжительность τ_{pC*} протекания тока составляет $\tau_{pC*} = (15-45)$ мс. Укажем, что при имитации в лабораторных условиях полного тока линейной молнии и натуральных испытаниях на молниестойкость ЛА вместо А- компоненты может использоваться D- компонента, имеющая следующие АВП [3, 4]: амплитуда тока $I_{mD} = \pm 100$ кА (при допуске $\pm 10\%$); интеграл действия тока $J_D = 0,25 \cdot 10^6$ А²·с (при

допуске $\pm 20\%$); время t_{mD} , соответствующее амплитуде тока I_{mD} , составляет $t_{mD} \leq 25$ мкс; продолжительность τ_{pD} протекания тока должна быть равной $\tau_{pD} \leq 500$ мкс.

В настоящее время в Украине и странах Восточной Европы только НИПКИ «Молния» НТУ «ХПИ» обладает действующим мощным высоковольтным сильноточным генератором тока молнии (ГТМ), обеспечивающим воспроизведение всех указанных выше компонент тока линейной молнии с нормированными по [3, 4] АВП на испытываемых на молниестойкости объектах авиационной и ракетно-космической техники [5-7]. Данный ГТМ типа УИТОМ-1 был разработан и создан в 2007 г. сотрудниками НИПКИ «Молния» НТУ «ХПИ» [5]. Стационарный ГТМ типа УИТОМ-1 номинальной энергоемкостью до 1,2 МДж (при его стоимости не менее 1,2 млн. \$USA [8]), содержащий в своем составе 5 отдельных и синхронно работающих на общую электрическую нагрузку мощных высоковольтных генераторов импульсных токов (ГИТ) на электрическое напряжение от ± 5 кВ до ± 50 кВ [5], размещен на высоковольтном испытательном полигоне площадью 21 га указанного института, территориально расположенном в живописном лесном массиве в 75 км на юг от г. Харькова вблизи п.г.т. Андреевка.

Задачи обеспечения электродинамической и термической стойкости различных ЛА (самолетов, ракетносителей и др.) к прямому воздействию в земной воздушной атмосфере на их металлические (композиционные) конструкции, бортовые устройства и системы мощных грозовых разрядов являются актуальными во всех промышленно развитых странах мира и представляющими большой практический интерес.

Целью статьи является выполнение расчетно-экспериментального определения термической стойкости стенок дюралюминиевых панелей различной толщины топливного бака проектируемого в Украине самолета к прямому воздействию на них нормированных компонент тока искусственной молнии.

1. Постановка задачи. Будем исходить из того, что на испытываемый на молниестойкость в разрядной цепи указанного высоковольтного сильноточного ГТМ типа УИТОМ-1 [5] опытный образец плоской панели из высокопрочного алюминиевого сплава марки В95 (размером в плане 550 мм \times 800 мм и толщиной h стенки: 1,2 мм; 1,5 мм; 1,8 мм; 2 мм; 2,5 мм; 3 мм; 3,5 мм; 4 мм) топливного бака разрабатываемого отечественного самолета с необходимыми по технологическим требованиям двухсторонними защитными покрытиями воздействует сильноточный плазменный канал имитированного в лабораторных условиях грозового разряда для зон 1А (A -, B - и C^* - компоненты тока молнии [3, 4]) и 2А (D -, B - и C^* - компоненты тока молнии [3, 4]), для которых используемые компоненты тока искусственной молнии удовлетворяют нормированным по [3, 4] АВП. Считаем, что термическая стойкость испытываемого образца (ИО) панели топливного бака самолета определяется глубиной h_k лунки (кратера) проплавления стенки ИО в зоне привязки на его наружной плоской поверхности плазменного канала имитированного в атмосферном воздухе грозового разряда, имеющего цилиндриче-

скую форму [9]. Тогда условие термической стойкости исследуемых дюралюминиевых панелей топливного бака самолета к прямому действию на них воспроизводимой в условиях высоковольтной лаборатории молнии можно записать в следующем интегральном виде:

$$h_k < h. \quad (1)$$

Считаем, что в процессе прямого воздействия плазменного канала грозового разряда на опытный образец панели топливного бака самолета округлая зона его привязки радиусом r_k остается практически неподвижной относительно наружной плоской поверхности ИО. Допускаем, что объем V_k расплавленного током искусственной молнии металла (сплава) стенки ИО определяет объем и характер зоны ее термического повреждения от действия в указанном месте привязки канала данного грозового разряда. Расчетную оценку результатов термического действия удара имитированной молнии в ИО панели топливного бака самолета выполним в предположении неизменности в процессе этого скоротечного (длительностью не более 50 мс) удара теплофизических характеристик материала исследуемой панели топливного бака ЛА. Пусть температура T_0 окружающей исследуемые ИО панели топливного бака ЛА воздушной среды соответствует комнатной и равной 20 °С [10].

Опытную фоторегистрацию термической искры, проникающей сквозь стенку ИО панели топливного бака самолета при ее сквозном проплавлении плазменным каналом имитированной на ГТМ типа УИТОМ-1 молнии, будем осуществлять при помощи разработанного нами оригинального технологического приема, базирующегося на применении изоляционной светонепроницаемой камеры (СНК) в форме правильной пирамиды высотой около 1 м (рис. 1). При этом в зоне прямоугольного основания пирамидальной СНК жестко с использованием цельной резиновой прокладки закрепляется ИО (см. рис. 1), а в зоне ее вершины – фотокамера типа «Зенит-12ХР» с цветной пленкой «Kodak», имеющей светочувствительность не менее 200 единиц ISO. Предварительные опытные исследования показали, что для воспламенения топливных паров в баке самолета термическая искра импульсным путем должна выделять в них (парах) энергию, примерно равную не менее 200 мкДж.

Укажем, что наряду с расшифровкой данных фоторегистрации в СНК возможных искр при термическом прожоге каналом молнии стенок испытываемых образцов их молниестойкость после проведения лабораторных испытаний будет при необходимости определяться путем проведения отдельного капиллярного лабораторного контроля с целью выявления проникновения дефектоскопического пенетранта в точках подачи испытательных импульсов на эти образцы [4].

Принимаем, что при выполнении условия (1) геометрическая конфигурация лунки проплавления металла стенки панели топливного бака самолета имеет форму круглого конуса высотой h_k с основанием радиусом r_k на наружной поверхности панели и вершиной, направленной внутрь стенки, а при не выполнении условия (1) и небольшом сквозном про-

плавлении (прожоге) стенки ($h_k \geq h$) рассматриваемой панели от термического действия на нее молнии она приобретает форму усеченного круглого конуса с зоной его усечения на ее внутренней поверхности [11]. При значительном сквозном проплавлении (прожоге) стенки ($h_k \gg h$) панели топливного бака самолета геометрическая конфигурация лунки ее проплавления трансформируется в форму круглого цилиндра [11].

Используем подтвержденное собственными многочисленными опытными данными положение о том, что опасный для локального сквозного проплавления исследуемой стенки бака ЛА объем V_k расплавленного от прямого действия канала тока грозового разряда материала ИО панели топливного бака самолета определяется длительной C - или укороченной длительной C^* - компонентами нормированного тока искусственной молнии [7, 11]. Заметим, что с позиций термического действия на конструкционные элементы самолета A (D)- и B - компоненты нормированного тока искусственной молнии вызывают лишь не опасное для живучести ЛА во время грозы приповерхностное оплавление металлической стенки его обшивки [7, 11].

Для инициирования электрического пробоя воздушного промежутка длиной до 50 мм в двухэлектродной системе (ДЭС) «высоковольтный электрод-ИО» и формирования в воздухе над ИО плазменного канала искусственной молнии используем электрически взрывающуюся проволочку (ЭВП) [3, 4]. В качестве ЭВП применим тонкую медную проволочку диаметром 0,1 мм и длиной до 50 мм. Между плоской поверхностью ИО и краем ЭВП обеспечим наличие в ДЭС воздушного промежутка длиной не более 2 мм.

Требуется сначала осуществить по (1) приближенную расчетную оценку термической стойкости опытного образца указанной панели топливного бака самолета к прямому действию на него (образец) канала имитированной молнии, а затем с помощью ГТМ типа УИТОМ-1 [5] выполнить для зон 1А и 2А экспериментальную проверку термической молниестойкости ИО рассматриваемой панели к прямому удару в него плазменного канала искусственной молнии.

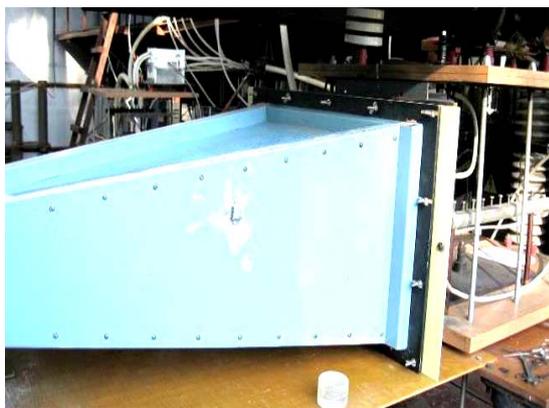


Рис. 1. Общий вид изоляционной пирамидальной СНК с вертикально закрепленным на ее торце ИО плоской панели размером в плане 550×800 мм и толщиной $h=3$ мм топливного бака самолета, гальванически подключенным к высоковольтной испытательной установке типа УИТОМ-1, до прямого воздействия на него плазменного канала разряда с импульсным током искусственной молнии с нормированными АВП

2. Расчетная оценка термической стойкости образцов панелей топливного бака самолета к току искусственной молнии. При расчетной оценке расплавленного цилиндрическим плазменным каналом с током искусственной молнии объема V_k материала стенки в ИО дюралюминиевой панели топливного бака самолета используем известное соотношение, имеющее следующий аналитический вид [12, 13]:

$$V_k = U_{ac} q_C d_0^{-1} [C_0 (T_m - T_0) + C_m]^{-1}, \quad (2)$$

где U_{ac} – приэлектродное падение электрического напряжения в зоне ИО, выполняющего в ДЭС разрядной цепи установки типа УИТОМ-1 роль электрода-анода при заданной отрицательной полярности C (C^*)-компонент, B - компоненты и первых полувольт A (D)-компонент тока искусственной молнии, B ; q_C – количество электричества (заряда), переносимого C (C^*)-компонентами тока искусственной молнии, Кл; d_0 – плотность материала панели топливного бака самолета, кг/м³; C_0 – удельная теплоемкость материала панели топливного бака самолета, Дж/(кг·°C); C_m – удельная теплота плавления материала панели топливного бака самолета, Дж/кг; T_m – температура плавления материала панели топливного бака самолета, °C, T_0 – температура окружающей ИО воздушной среды, °C.

В табл. 1 в первом приближении с использованием количественных данных из [7, 14, 15] приведены основные теплофизические характеристики для алюминиевого сплава марки В95 исследуемых опытных панелей топливного бака разрабатываемого самолета.

Таблица 1
Основные теплофизические характеристики материала опытных дюралюминиевых панелей топливного бака проектируемого самолета [7, 14, 15].

Характеристика	Размерность	Значение
U_{ac}	В	8,2
d_0	кг/м ³	2790
C_0	Дж/(кг·°C)	920
T_m	°C	638
C_m	Дж/кг	$390 \cdot 10^3$

Используя в первом приближении коническую форму лунки (кратера) проплавления плоской стенки панели топливного бака ЛА объемом $V_k = \pi r_k^2 h_k / 3$, с учетом (2) для ее глубины h_k в исследуемой стенке от прямого термического действия на нее плазменного канала радиусом r_k грозового разряда имеем:

$$h_k = 3(\pi r_k^2)^{-1} U_{ac} q_C d_0^{-1} [C_0 (T_m - T_0) + C_m]^{-1}. \quad (3)$$

Для оценочного расчета радиуса r_k (м) канала имитированного грозового разряда с укороченной длительной C^* - компонентой тока молнии в его округлой опорной зоне на наружной плоской поверхности исследуемой панели топливного бака ЛА используем следующую эмпирическую зависимость [7, 16]:

$$r_k = 0,11 \cdot 10^{-3} (I_{mC^*})^{1/2}, \quad (4)$$

где I_{mC^*} – модуль максимального значения силы тока для укороченной длительной C^* - компоненты тока искусственной молнии в плазменном цилиндрическом канале разряда, переносящей электрический заряд q_{C^*} .

Тогда применительно к протеканию в канале искусственной молнии укороченной длительной C^* -компоненты тока из (3) и (4) для глубины h_k (м) конической лунки проплавления в стенке исследуемой панели топливного бака ЛА в окончательном виде получаем следующее приближенное соотношение:

$$h_k = 78,92 \cdot 10^6 (I_{mC^*} d_0)^{-1} U_{ac} q_{C^*} [C_0 (T_m - T_0) + C_m]^{-1}. \quad (5)$$

Для оценки работоспособности при $T_0=20$ °С полученного расчетного соотношения (5), определяющего при прямом ударе молнии в самолет глубину h_k лунки проплавления в стенке рассматриваемой плоской панели его топливного бака, используем численные данные, приведенные в табл. 1, а также следующие исходные параметры, соответствующие условиям проведения для зон 1А и 2А термических испытаний на молниестойкость ИО на установке типа УИТОМ-1: $I_{mC^*}=1000$ А; $q_{C^*}=6,1$ Кл. После подстановки указанных исходных данных в (5) получаем, что искомая величина h_k принимает численное значение, равное примерно 1,48 мм. Отсюда с учетом (1) и выполненной по (5) расчетной оценки h_k для определения термической стойкости плоской панели толщиной h топливного бака самолета к прямому удару в нее канала грозового разряда с укороченной длительной C^* -компонентой тока искусственной молнии можно предвзято заключить, что исследуемые дюралюминиевые панели указанного бака толщиной h стенки 1,2 мм и 1,5 мм с большой вероятностью, а при $h=1,8$ мм с возможной долей вероятности могут не удовлетворять принятому условию их термической стойкости к действию нормированного импульсного тока молнии.

3. Оборудование для экспериментальной проверки термической молниестойкости образцов панелей топливного бака самолета. Данную проверку осуществим путем размещения указанных ИО дюралюминиевых панелей топливного бака самолета в разрыв силовоточной разрядной цепи ГТМ типа УИТОМ-1, общий вид которого приведен на рис. 2.



Рис. 2. Общий вид высоковольтной силовоточной испытательной установки типа УИТОМ-1 (разработчик – НИПКИ «Молния» НТУ «ХПИ»), моделирующей на ИО металлической панели топливного бака отечественного самолета прямое воздействие основных компонент тока искусственной молнии (на переднем плане находится рабочий стол с трехэлектродным управляемым воздушным коммутатором на электрическое напряжение ± 50 кВ и системой воздушной вытяжки, а на заднем плане – мощные высоковольтные генераторы ГИТ-А, ГИТ-Д, ГИТ-В, ГИТ-С и ГИТ-С*) [5, 6]

На рис. 3 показаны электрические схемы замещения разрядных цепей пяти мощных высоковольтных генераторов ГИТ-А, ГИТ-Д, ГИТ-В, ГИТ-С и ГИТ-С*) испытательной установки типа УИТОМ-1, моделирующих соответственно А-, Д-, В-, С- и С*-компоненты тока искусственной молнии и синхронно работающих на общую малоиндуктивную и низкоомную сосредоточенную $R_L L_L$ – нагрузку ($R_L=50$ мОм; $L_L=1$ мкГн) [5, 6]. Видно, что в разрядной цепи используемого ГТМ последовательно с указанным эквивалентом электрической нагрузки включено активное сопротивление $R_S=0,158$ мОм низкоомного измерительного шунта типа ШК-300М1, прошедшего государственную метрологическую аттестацию в ГП «Харьковстандартметрология» (свидетельство о поверке средства измерительной техники №06/4113 от 14.04.2017 г.). В табл. 2 приведены основные технические характеристики шунта типа ШК-300М1 [7, 17].

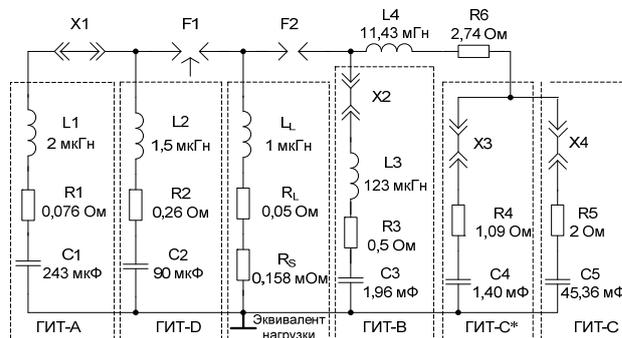


Рис. 3. Электрические схемы замещения разрядных цепей пяти отдельных высоковольтных ГИТ (ГИТ-А, ГИТ-Д, ГИТ-В, ГИТ-С и ГИТ-С*) и мощного ГТМ типа УИТОМ-1 в целом с одной общей электрической активно-индуктивной $R_L L_L$ – нагрузкой (F_1, F_2 – трех- и двухэлектродный воздушные силовоточные коммутаторы на напряжение ± 50 кВ и ± 5 кВ соответственно; X_1-X_4 – электрические переключики; $R_S=0,158$ мОм – активное сопротивление измерительного коаксиального шунта типа ШК-300М1; R_1-R_5, L_1-L_3 – собственные электрические параметры цепей ГИТ-А, ГИТ-Д, ГИТ-В, ГИТ-С* и ГИТ-С; R_6, L_4 – электрические параметры формирующих элементов для цепей ГИТ-С и ГИТ-С*) [5, 6]

Таблица 2
Технические характеристики высоковольтного силовоточного измерительного шунта ШК-300М1 [17, 18]

Наименование шунта	Значение характеристики		
	R_S , мОм	K_S , А/В	Масса, кг
ШК-300М1	0,158±1 %	$K_{SA}=12625$	3,1
		$K_{SC}=6312$	

Примечание. $K_S=2/R_S$ – коэффициент преобразования шунта, А/В; K_{SA} – коэффициент преобразования шунта при измерении в разрядной цепи ГТМ АВП А- и Д- компонент тока искусственной молнии, А/В (с коаксиального разъема 1:1 специального делителя напряжения (СДН) типа СДН-300); K_{SC} – коэффициент преобразования шунта при измерении в разрядной цепи ГТМ АВП В-, С- и С*- компонент тока искусственной молнии, А/В (с коаксиального разъема 1:2 согласованно включенного делителя напряжения СДН-300).

На рис. 4 приведен общий вид измерительного дискового коаксиального шунта типа ШК-300М1, а на рис. 5 – вид данного шунта в сборе с экранированной коаксиальной линией связи измерительного тракта и согласованно включенным в этот тракт делителем

напряжения СДН-300, коаксиальные разъемы 1:1 и 1:2 которого подключаются к коаксиальным входам трех цифровых запоминающих осциллографов (ЦЗО) для регистрации АВП A (D)-, B - и C (C^*)- компонент тока искусственной молнии. В качестве ЦЗО были использованы осциллографы типа Tektronix TDS 1012, прошедшие метрологическую поверку в ГП «Харьковстандартметрология» (например, сертификат калибровки №08/2128K от 16.05.2017 г.) и размещенные в заглубленном измерительном металлическом бункере, удаленном от установки УИТОМ-1 для уменьшения влияния помех на расстоянии 60 м [7, 17].



Рис. 4. Общий вид измерительного дискового шунта коаксиальной конструкции типа ШК-300М1, устанавливаемого в силовоточной разрядной цепи высоковольтной испытательной установки типа УИТОМ-1 и используемого для одновременной регистрации на экранах сразу трех цифровых запоминающих осциллографов АВП A (D)-, B - и C (C^*)- компонент тока искусственной молнии [17, 18]



Рис. 5. Общий вид измерительного дискового коаксиального шунта типа ШК-300М1 в сборе с экранированной триаксиальной кабельной линией связи (длиной 70 м) и согласованно включенным в измерительный тракт специальным делителем напряжения типа СДН-300 с двумя коаксиальными разъемами 1:1 и 1:2, подсоединяемыми короткими отрезками кабеля к коаксиальным входам соответствующих цифровых запоминающих осциллографов [7, 17]

Из данных рис. 3 видно, что в разрядных цепях генераторов ГИТ- A и ГИТ- D установлен управляемый трехэлектродный воздушный коммутатор F_1 с массивными стальными электродами на напряжение ± 50 кВ, а в разрядных цепях генераторов ГИТ- B , ГИТ- C и ГИТ- C^* – двухэлектродный воздушный коммутатор F_2 с графитовыми электродами на напряжение ± 5 кВ [5, 19]. После одновременного заряда от двух параллельно работающих от однофазной промышленной сети частотой 50 Гц повысительно-выпрямительных устройств высоковольтных конденсаторов соответствующих ГИТ испытательной установки УИТОМ-1 до требуемого по условиям обеспечения получения в ИО необходимых согласно [3, 4] АВП импульсов тока искусственной молнии постоянного электрического

напряжения отрицательной полярности (для конденсаторов ГИТ- A и ГИТ- D до напряжения U_{CA} в диапазоне $-(21-21,5)$ кВ; для конденсаторов ГИТ- B и ГИТ- C^* до напряжения U_{CC} в диапазоне $-(3,1-3,8)$ кВ) и подачи от специального генератора разработки НИПКИ «Молния» НТУ «ХПИ» поджигающего микросекундного импульса напряжения отрицательной полярности амплитудой до 100 кВ [5, 19] на коммутатор F_1 (см. рис. 3) происходил высоковольтный разряд предварительно заряженных высоковольтных конденсаторов применяемых генераторов ГИТ на наружную плоскую поверхность ИО панели топливного бака самолета.

На рис. 6 приведена испытательная схема высоковольтной установки типа УИТОМ-1, соответствующая случаю использования для целей экспериментальной проверки молниестойкости ИО панелей топливного бака ЛА к воздействию на них от ГИТ- C^* лишь C^* -компоненты тока искусственной молнии.

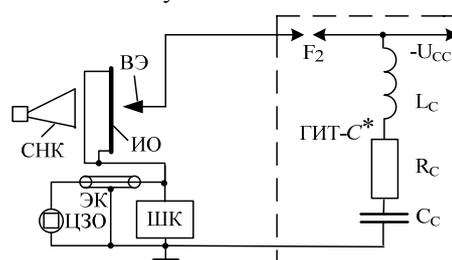


Рис. 6. Испытательная схема с применением высоковольтной силовоточной установки типа УИТОМ-1 для определения молниестойкости опытных образцов плоских панелей топливного бака отечественного самолета при прямом воздействии на них воздушного грозового разряда от ГИТ, имитирующего только модифицированную (укороченную) длительную C^* - компоненту тока искусственной молнии (ГИТ- C^* – генератор, воспроизводящий C^* - компоненту тока молнии; ИО – испытываемый образец; ВЭ – высоковольтный электрод, на котором закрепляется электрически взрывающаяся тонкая медная проволочка; СНК – светонепроницаемая камера для фоторегистрации термической искры; ЭК – экранированный кабель коаксиальной линии связи; ЦЗО – цифровой осциллограф; ШК – дисковый коаксиальный шунт для измерения АВП импульсов тока искусственной молнии, имеющий активное сопротивление $R_S = (0,158 \pm 0,001)$ мОм и коэффициенты преобразования K_S , равные 12625 А/В (для измерения A - и D -компонент тока молнии) и 6312 А/В (для измерения B - и C^* -компонент тока молнии); $R_C \approx 3,83$ Ом, $L_C \approx 11,43$ мГн, $C_C \approx 1,4$ мФ – электрические параметры разрядной цепи ГИТ- C^* ; F_2 – двухэлектродный воздушный коммутатор ГИТ- C^* на напряжение ± 5 кВ с графитовыми электродами, управляемый в работе подачей поджигающего микросекундного импульса напряжения амплитудой -100 кВ на трехэлектродный воздушный коммутатор F_1 (на напряжение ± 50 кВ) в разрядной цепи ГИТ- A (ГИТ- D); U_{CC} – зарядное напряжение ГИТ- C^*)

Опытное определение молниестойкости ИО панелей топливного бака самолета при непосредственном воздействии на них плазменного канала разряда имитированной молнии производилось на указанной испытательной установке типа УИТОМ-1, содержащей четыре указанных ГИТ (см. рис. 3). Причем, при моделировании для целей испытаний ИО импульсов тока искусственной молнии для зоны 1А использовались три параллельно работающих ГИТ: ГИТ- A , ГИТ- B и ГИТ- C^* . При воспроизведении же в процессе

испытаний ИО импульсных токов имитированной молнии для зоны 2А применялись следующие три параллельно работающих ГИТ: ГИТ-*D*, ГИТ-*B* и ГИТ-*C**.

Оценка молниестойкости ИО панелей топливного бака самолета после подачи на них требуемых согласно рекомендаций, указанных в документах США SAE ARP 5412 [3] и SAE ARP 5416 [4], импульсов тока искусственной молнии производилась путем:

- внешнего осмотра ИО панелей топливного бака самолета с целью определения целостности их конструкции в зоне прямого удара в них канала молнии;
- фоторегистрации с помощью СНК и фотокамеры (рис. 7) возможных термических искр с внутренней плоской поверхности ИО в процессе прямого воздействия от указанных выше высоковольтных генераторов ГИТ испытательной установки типа УИТОМ-1 на их внешнюю поверхность соответствующих импульсов тока искусственной молнии для зон 1А и 2А;
- проведения после высоковольтных сильноточных испытаний опытных дюралюминиевых панелей на ГТМ типа УИТОМ-1 капиллярного контроля ИО.



Рис. 7. Внешний вид пирамидальной СНК с фотокамерой на ее малом торце (камера укрыта светонепроницаемым защитным чехлом черного цвета) в процессе текущей регистрации термических искр с внутренней поверхности ИО, жестко и вертикально закрепленного на ее большом торце

4. Результаты испытаний на термическую молниестойкость образцов панелей топливного бака самолета для зон 1А и 2А. На рис. 8 показан общий вид ИО исследуемой на молниестойкость панели ($h=3$ мм) топливного бака самолета сразу после прямого воздействия на него полного нормированного тока искусственной молнии, характерного для зоны 1А. Экспериментальная проверка на ГТМ типа УИТОМ-1 (см. рис. 2) термической молниестойкости ИО плоских панелей толщиной 4 мм, 3,5 мм, 3 мм, 2,5 мм, 2 мм, 1,8 мм и 1,5 мм топливного бака самолета для зон 1А и 2А показала, что сквозного проплавления их стенки визуальное не наблюдается. Обработка позже пленок с фотокамеры, установленной на торце СНК и регистрирующей возможные термические искры с внутренней поверхности ИО панелей, показала, что термических точек и искрения на внутренней стороне указанных панелей также зафиксировано не было. При прямом воздействии на указанные ИО панели топливного бака самолета плазменного сильноточного канала тока искусственной молнии с норми-

рованными АВП его *A* (*D*)-, *B*- и *C**- компонент имело место лишь локальное оплавление наружной поверхности ИО в зоне привязки на ней данного сильноточного канала воздушного имитированного грозового разряда с образованием, во-первых, округлой лунки оплавления (от действия *A* (*D*)- компонент тока молнии) диаметром до 60 мм и незначительной глубиной (до 50 мкм) и, во-вторых, центрального округлого кратера оплавления (от действия *C**- компоненты тока молнии) диаметром до 7,4 мм и глубиной до 1,5 мм.

Опытные результаты проведенного позже персоналом специального подразделения ГП «Антонов» лабораторного капиллярного контроля ИО выявили проникновение дефектоскопического пенетранта через испытанные для зоны 1А дюралюминиевые панели толщиной 1,5 мм и 1,8 мм, а также через испытанные для зоны 2А дюралюминиевые панели толщиной $h=1,5$ мм. Эти результаты свидетельствуют о наличии в ИО для указанных случаев сквозных дефектов.



Рис. 8. Общий вид ИО плоской панели размером в плане 550×800 мм (толщиной $h=3$ мм) топливного бака самолета, вертикально закрепленного на торце изоляционной СНК и подключенного гибкими массивными медными шинами к сильноточной разрядной цепи высоковольтной испытательной установки типа УИТОМ-1, сразу после прямого воздействия на него (справа сверху) плазменного канала разряда с импульсным током искусственной молнии, моделирующим прямое термическое действие на ИО нормированных импульсов тока воздушного грозового разряда для зоны 1А

Указанные выше экспериментальные результаты хорошо коррелируют с расчетными данными, полученными по (4) для радиуса $r_k \approx 3,6$ мм (при $I_{mC^*}=1110$ А) и по (5) для глубины $h_k \approx 1,4$ мм (при $q_{C^*}=6,4$ Кл) округлой лунки проплавления стенки испытываемой на описанном мощном высоковольтном сильноточном ГТМ типа УИТОМ-1 плоской дюралюминиевой панели топливного бака проектируемого самолета.

На рис. 9-11 приведены осциллограммы характерных для зоны 1А компонент тока искусственной молнии, воздействующих в разрядной цепи ГТМ типа УИТОМ-1 на ИО толщиной $h=1,5$ мм плоской дюралюминиевой панели топливного бака самолета. Визуальное обследование этого ИО после его испытаний в цепи ГТМ на термическую молниестойкость (рис. 12) не дало прямых результатов о наличии в его стенке от прямого удара *A*-, *B*- и *C**- компонент тока имитированной молнии с нормированными АВП сквозного проплавления. Только применение в дальнейшем метода капиллярного контроля места термического повреждения ИО для зоны 1А подтвердило наличие в

нем сквозного проплавления стенки дюралюминиевой панели толщиной $h=1,5$ мм топливного бака ЛА.

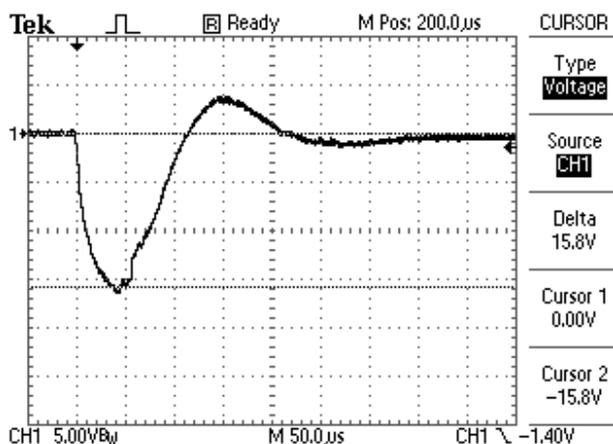


Рис. 9. Осциллограмма импульсной A -компоненты тока искусственной молнии, воздействующей на ИО (точка 5', зона 1А) толщиной $h=1,5$ мм $I_{mA}=-15,8 \text{ В} \times 12625 \text{ А/В} = -199,5 \text{ кА}$; $t_{mA}=42 \text{ мкс}$; $J_A=1,98 \cdot 10^6 \text{ А}^2 \cdot \text{с}$

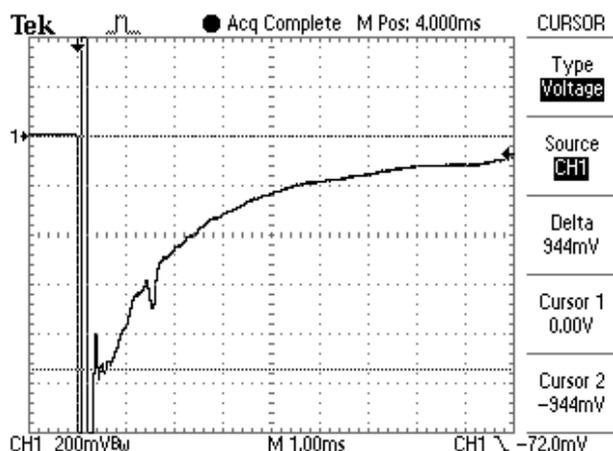


Рис. 10. Осциллограмма промежуточной B -компоненты тока искусственной молнии, воздействующей на ИО (точка 5', зона 1А) толщиной $h=1,5$ мм ($I_{mB}=-0,944 \text{ В} \times 6312 \text{ А/В} = -5958 \text{ А}$; $I_{LB}=q_B/\tau_{pB}=-2400 \text{ А}$; $\tau_{pB}=5 \cdot \text{мс}$; $q_B=-12 \text{ Кл}$)

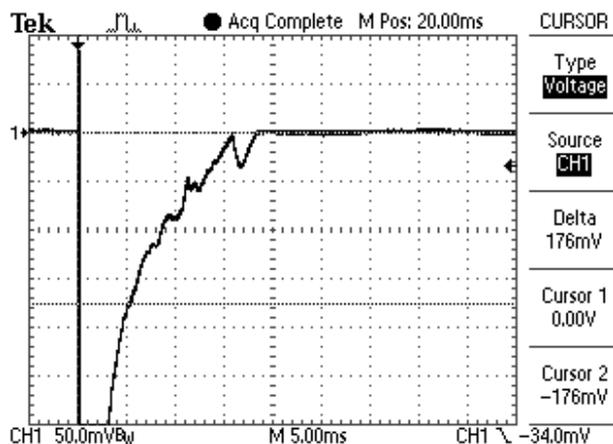


Рис. 11. Осциллограмма укороченной длительной C^* -компоненты тока искусственной молнии, воздействующей на ИО (точка 5', зона 1А) толщиной $h=1,5$ мм ($I_{mC^*}=-0,176 \text{ В} \times 6312 \text{ А/В}=-1111 \text{ А}$; $I_{LC^*}=q_{C^*}/\tau_{pC^*}=-426 \text{ А}$; $\tau_{pC^*}=13,6 \cdot \text{мс}$; $q_{C^*}=-5,79 \text{ Кл}$)



Рис. 12. Общий вид со стороны зоны привязки на наружной поверхности ИО плоской дюралюминиевой панели ($h=1,5$ мм) топливного бака самолета плазменного канала имитированного на установке типа УИТОМ-1 грозового разряда результатов прямого воздействия на данный ИО для зоны 1А нормированных компонент тока искусственной молнии, характеризующихся локальным термическим повреждением стенки ИО панели в месте удара в него канала молнии

На рис. 13-15 приведены осциллограммы характерных для зоны 2А компонент тока искусственной молнии, воздействующих в разрядной цепи ГТМ типа УИТОМ-1 на ИО толщиной $h=1,5$ мм плоской дюралюминиевой панели топливного бака самолета. Из данных визуального обследования данного ИО следует, что для зоны 2А используемые при испытаниях ИО толщиной $h=1,5$ мм плоской дюралюминиевой панели бака самолета D -, B - и C^* -компоненты тока искусственной молнии не вызывают видимого невооруженным глазом сквозного проплавления его стенки. Об этом свидетельствуют и результаты регистрации для зоны 2А с помощью установленной в СНК фотокамеры возможных термических искр с внутренней поверхности ИО толщиной $h=1,5$ мм его стенки. В то же время на возможное сквозное проплавление в этом случае рассматриваемой стенки толщиной $h=1,5$ мм топливного бака ЛА указывают расчетные данные по (5) глубины $h_k \approx 1,3$ мм (при $q_{C^*}=6,16 \text{ Кл}$) и по (4) радиуса $r_k \approx 3,7$ мм (при $I_{mC^*}=1148 \text{ А}$) округлой лунки ее проплавления из-за действия на нее канала молнии.

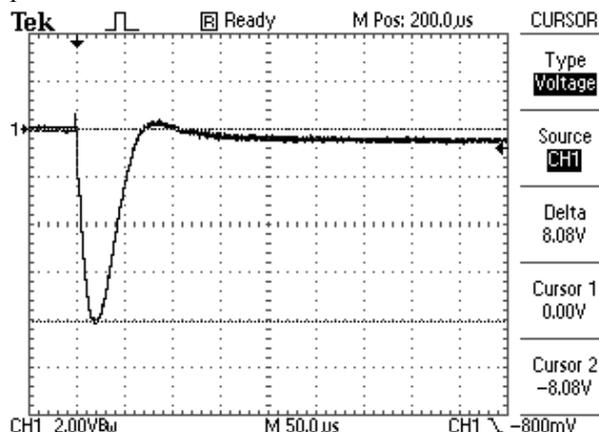


Рис. 13. Осциллограмма повторной импульсной D -компоненты тока молнии, воздействующей на ИО (точка 3, зона 2А) толщиной $h=1,5$ мм ($I_{mD}=-8,08 \text{ В} \times 12625 \text{ А/В} = -102 \text{ кА}$; $t_{mD}=20 \text{ мкс}$; $J_D=0,26 \cdot 10^6 \text{ А}^2 \cdot \text{с}$)

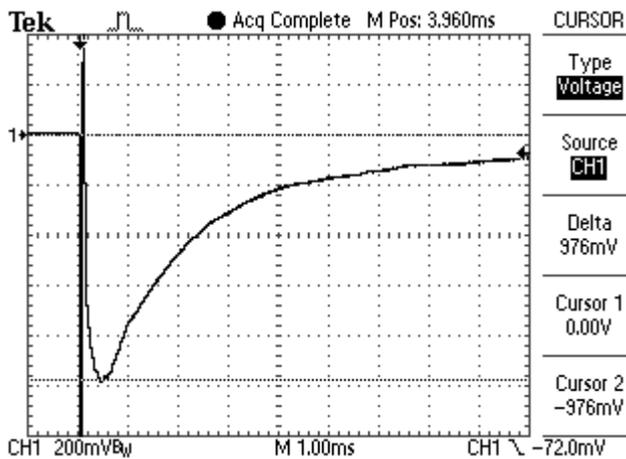


Рис. 14. Осциллограмма промежуточной B -компоненты тока молнии, воздействующей на ИО (точка 3', зона 2А) толщиной $h=1,5$ мм ($I_{mB} = -0,976 \text{ В} \times 6312 \text{ А/В} = -6160 \text{ А}$; $I_{LB} = q_B / \tau_{pB} = -2366 \text{ А}$; $\tau_{pB} = 5 \cdot \text{мс}$; $q_B = -11,83 \text{ Кл}$)

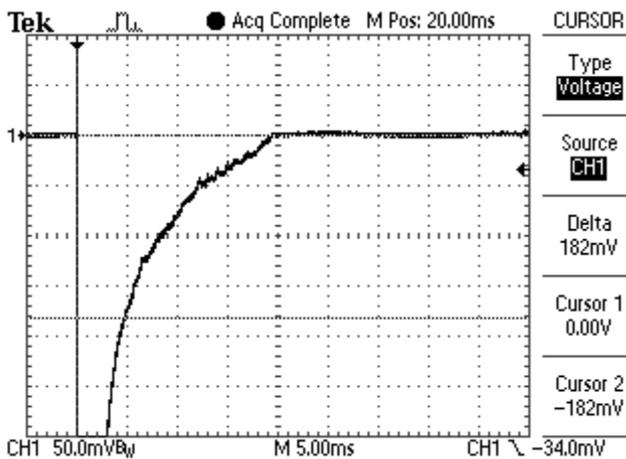


Рис. 15. Осциллограмма укороченной длительной C^* -компоненты тока молнии, воздействующей на ИО (точка 3', зона 2А) толщиной $h=1,5$ мм ($I_{mC^*} = -0,182 \text{ В} \times 6312 \text{ А/В} = -1148 \text{ А}$; $I_{LC^*} = q_{C^*} / \tau_{pC^*} = -416 \text{ А}$; $\tau_{pC^*} = 14,8 \cdot \text{мс}$; $q_{C^*} = -6,16 \text{ Кл}$)

Применение на финальной стадии выполненных прикладных исследований к испытанному для зоны 2А на термическую молниестойкость в разрядной цепи установки УИТОМ-1 образцу панели из высокопрочного алюминиевого сплава марки В95 толщиной $h=1,5$ мм метода капиллярного контроля места повреждения ИО от прямого удара канала имитированной молнии подтвердило его сквозное проплавление.

На рис. 16 показаны результаты прямого действия для зоны 1А на ИО плоской дюралюминиевой панели толщиной $h=1,2$ мм топливного бака ЛА соответствующих компонент тока искусственной молнии с нормированными АВП. Явно видно, что такое действие на ИО имитированного на ГТМ типа УИТОМ-1 плазменного канала грозового разряда приводит к сквозному проплавлению стенки дюралюминиевой панели бака самолета в месте его (канала) привязки на наружной поверхности ИО. При этом зарегистрированные на ЦЗО АВП компонент тока искусственной молнии для зон 1А и 2А незначительно отличались от численных данных, характерных для их осциллограмм, приведенных выше на рис. 9-11 и 13-15.

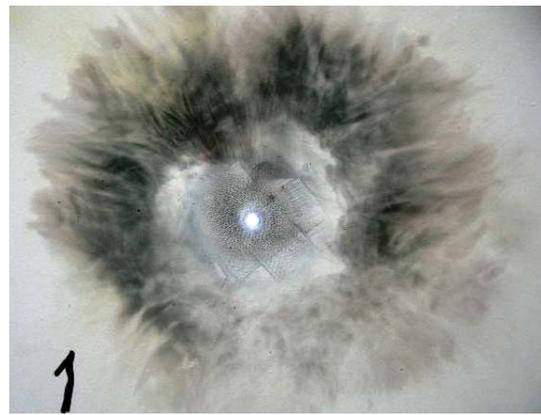


Рис. 16. Общий вид со стороны зоны привязки на наружной поверхности ИО плоской дюралюминиевой панели ($h=1,2$ мм) топливного бака самолета плазменного канала имитированного на установке типа УИТОМ-1 грозового разряда результатов прямого воздействия на этот ИО для зоны 1А нормированных компонент тока искусственной молнии, характеризующихся сквозным локальным проплавлением стенки ИО панели в месте удара в него канала молнии

Отметим, что на данное сквозное проплавление от прямого термического действия плазменного канала имитированного грозового разряда стенки плоской дюралюминиевой панели толщиной $h=1,2$ мм топливного бака самолета (см. рис. 16) однозначно указывают как результаты фоторегистрации в изоляционной пирамидальной СНК термических искр с внутренней поверхности ИО, так и расчетной оценки по (5) глубины h_k и по (4) радиуса r_k лунки ее проплавления.

На рис. 17 приведены результаты прямых ударов имитированных на ГТМ типа УИТОМ-1 грозовых разрядов с нормированными значениями АВП их токовых компонент для зоны 1А в стенку толщиной $h=1,2$ мм ИО со стороны его внутренней поверхности. Экспериментальные данные, приведенные на рис. 17, подтверждают вывод о том, что ИО с необходимыми защитными покрытиями панели из алюминиевого сплава марки В95 толщиной $h=1,2$ мм топливного бака самолета для зоны 1А не удовлетворяет условию (1) и является термически нестойким к прямому воздействию на него A -, B - и C^* -компонент тока искусственной молнии с нормированными по [3, 4] АВП.

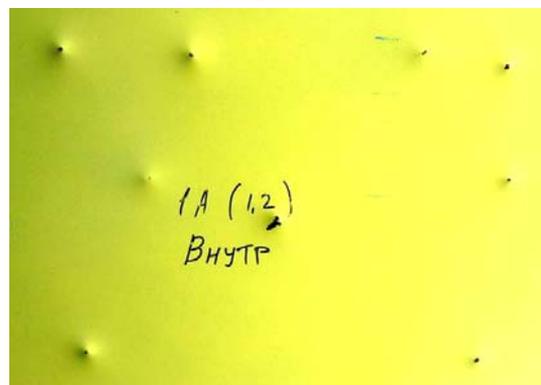


Рис. 17. Общий вид ИО плоской дюралюминиевой панели ($h=1,2$ мм) топливного бака самолета со стороны его внутренней поверхности, наружная поверхность которого в различных точках испытывала в разрядной цепи установки типа УИТОМ-1 прямые удары соответствующих для зоны 1А импульсных компонент тока искусственной молнии

Выводы.

1. Результаты выполненных в НИПКИ «Молния» НТУ «ХПИ» расчетно-экспериментальных исследований термической стойкости опытных с необходимыми по технологическим условиям защитными покрытиями плоских прямоугольных панелей топливного бака размером 550 мм × 800 мм и толщиной h от 1,2 до 4 мм из высокопрочного алюминиевого сплава марки В95 проектируемого отечественного самолета к прямому воздействию на них согласно действующих требований нормативных документов США SAE ARP 5412 и SAE ARP 5416 А-, В- и С*- компонент тока искусственной молнии (1А зона), а также D-, В- и С*- компонент тока искусственной молнии (2А зона) с нормированными АВП указывают на то, что исследуемые панели толщиной $h=1,2$ мм, $h=1,5$ мм и $h=1,8$ мм для зоны 1А, а также толщиной $h=1,2$ мм и $h=1,5$ мм для зоны 2А являются термически нестойкими ($h \leq h_k$) к прямым ударам в них плазменного канала имитированного в лабораторных условиях грозового разряда с используемыми компонентами импульсного тока искусственной молнии.

2. Термическая молниестойкость исследуемых панелей толщиной h топливного бака самолета определяется АВП укороченной длительной С*- компоненты тока искусственной молнии, вызывающей появление в них округлых лунок проплавления радиусом r_k и глубиной h_k . Для нахождения величин r_k и h_k в указанных панелях топливного бака самолета, поражаемых в земной воздушной атмосфере прямым ударом в них имитированного грозового разряда, рекомендованы приближенные расчетные соотношения (4) и (5). Работоспособность данных соотношений подтверждена результатами выполненных с помощью мощного генератора импульсного тока искусственной молнии типа УИТОМ-1 натуральных экспериментов.

3. В случае прямого удара в находящийся в воздушной атмосфере самолет плазменного канала молнии с нормированными АВП указанных компонент ее импульсного тока для предотвращения воспламенения топливных паров в исследуемом баке со стенками из высокопрочного алюминиевого сплава марки В95 и соответствующими двухсторонними защитными покрытиями проектируемого самолета и его катастрофы толщина h стенки данного топливного бака должна составлять не менее 1,8 мм при расположении бака в зоне 2А его поражения молнией и не менее 2 мм при расположении бака в зоне 1А его поражения молнией.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Юман М.А. Молния. – М.: Мир, 1972. – 327 с.
2. Uman M.A. Natural and artificially-initiated lightning and lightning test standards // *Proceedings of the IEEE*. – 1988. – vol.76. – no.12. – pp. 1548-1565. doi: 10.1109/5.16349.
3. SAE ARP 5412: 2013. Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms. SAE Aerospace. USA, 2013. – pp. 1-56.
4. SAE ARP 5416: 2013. Aircraft Lightning Test Methods. SAE Aerospace. USA, 2013. – pp. 1-145.
5. Baranov M.I., Koliushko G.M., Kravchenko V.I., Nedzel'skii O.S., Dnyshchenko V.N. A Current Generator of the Artificial Lightning for Full-Scale Tests of Engineering Objects // *Instruments and Experimental Technique*. – 2008. – no.3. – pp. 401-405. doi: 10.1134/s0020441208030123.

6. Baranov M.I., Buriakovskiy S.G., Rudakov S.V. The tooling in Ukraine of model tests of objects of energy, aviation and space-rocket engineering on resistibility to action of pulsed current of artificial lightning // *Electrical engineering & electromechanics*. – 2018. – no.4. – pp. 45-53. doi: 10.20998/2074-272X.2018.4.08.
7. Баранов М.И. Избранные вопросы электрофизики: Монография в 3 томах. Том 2, Кн. 2: Теория электрофизических эффектов и задач. – Харьков: Точка, 2010. – 407 с.
8. Кнопфель Г. Сверхсильные импульсные магнитные поля. – М.: Мир, 1972. – 391 с.
9. Райзер Ю.П. Физика газового разряда. – М.: Наука, 1987. – 592 с.
10. Кухлинг Х. Справочник по физике / Пер. с нем. под ред. Е.М. Лейкина. – М.: Мир, 1982. – 520 с.
11. Baranov M.I., Nosenko M.A. Influence of the thermal action of artificially-initiated lightning current on specimens of the metal skin of an aircraft // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. – 2009. – vol.82. – no.5. – pp. 978-987. doi: 10.1007/S10891-009-0272-z.
12. Baranov M.I., Kniaziev V.V., Rudakov S.V. Calculation and experimental estimation of results of electro-thermal action of rationed by the international standard IEC 62305-1-2010 impulse current of short blow of artificial lightning on the thinned coverage from stainless steel // *Electrical engineering & electromechanics*. – 2017. – no.1. – pp. 31-38. doi: 10.20998/2074-272X.2017.1.06.
13. IEC 62305-1: 2010 «Protection against lightning. Part 1: General principles». Geneva, IEC Publ., 2010.
14. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Дюралюминий>.
15. <https://znaniya.com/task/26630096>.
16. Абрамов Н.Р., Кужекин И.П., Ларионов В.П. Характеристики проплавления стенок металлических объектов при воздействии на них молнии // *Электричество*. – 1986. – №11. – С. 22-27.
17. Baranov M.I., Buriakovskiy S.G., Rudakov S.V. The metrology support in Ukraine of tests of objects of energy, aviation and space-rocket engineering on resistibility to action of pulses of current (voltage) of artificial lightning and commutation pulses of voltage // *Electrical engineering & electromechanics*. – 2018. – no.5. – pp. 44-53. doi: 10.20998/2074-272X.2018.5.08.
18. Baranov M.I., Kniaziev V.V., Rudakov S.V. The coaxial shunt for measurement of current pulses of artificial lightning with the amplitude up to ± 220 kA // *Instruments and Experimental Technique*. – 2018. – vol.61. – no.4. – pp. 501-505. doi: 10.1134/S0020441218030156.
19. Baranov M.I., Rudakov S.V. Electrothermal action of the pulse of the current of a short artificial-lightning stroke on test specimens of wires and cables of electric power objects // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. – 2018. – vol.91. – no.2. – pp. 544-555. doi: 10.1007/s10891-018-1775-2.

REFERENCES

1. Yuman M.A. *Molniya* [Lightning]. Moscow, Mir Publ., 1972. 327 p. (Rus).
2. Uman M.A. Natural and artificially-initiated lightning and lightning test standards. *Proceedings of the IEEE*, 1988, vol.76, no.12, pp. 1548-1565. doi: 10.1109/5.16349.
3. SAE ARP 5412: 2013. Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms. SAE Aerospace. USA, 2013. – pp. 1-56.
4. SAE ARP 5416: 2013. Aircraft Lightning Test Methods. SAE Aerospace. USA, 2013. – pp. 1-145.
5. Baranov M.I., Koliushko G.M., Kravchenko V.I., Nedzel'skii O.S., Dnyshchenko V.N. A Current Generator of the Artificial Lightning for Full-Scale Tests of Engineering Objects. *Instruments and Experimental Technique*, 2008, no.3, pp. 401-405. doi: 10.1134/s0020441208030123.
6. Baranov M.I., Buriakovskiy S.G., Rudakov S.V. The tooling in Ukraine of model tests of objects of energy, aviation and

space-rocket engineering on resistibility to action of pulsed current of artificial lightning. *Electrical engineering & electromechanics*, 2018, no.4, pp. 45-53. doi: 10.20998/2074-272X.2018.4.08.

7. Baranov M.I. *Izbrannyye voprosy elektrofiziki. Monografiya v 3kh tomakh. Tom 2, Kn. 2: Teoriya elektrofizicheskikh effektov i zadach* [Selected topics of Electrophysics. Monograph in 3 Vols. Vol.2, Book 2. A theory of electrophysical effects and tasks]. Kharkiv, Tochka Publ., 2010. 407 p. (Rus).

8. Knopfel' G. *Sverkhshil'nye impul'snye magnitnye polia* [Ultra strong pulsed magnetic fields]. Moscow, Mir Publ., 1972. 391 p. (Rus).

9. Raiser Yu.P. *Fizika gazovogo razryada* [Physics of gas discharge]. Moscow, Nauka Publ., 1987. 592 p. (Rus).

10. Kuhling H. *Spravochnik po fizike. Per. s nem.* [Dictionary on Physics. Translated from German]. Moscow, Mir Publ., 1982. 520 p. (Rus).

11. Baranov M.I., Nosenko M.A. Influence of the thermal action of artificially-initiated lightning current on specimens of the metal skin of an aircraft. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2009, vol.82, no.5, pp. 978-987. doi: 10.1007/S10891-009-0272-z.

12. Baranov M.I., Kniaziev V.V., Rudakov S.V. Calculation and experimental estimation of results of electro-thermal action of rationed by the international standard IEC 62305-1-2010 impulse current of short blow of artificial lightning on the thin-walled coverage from stainless steel. *Electrical engineering & electromechanics*, 2017, no.1, pp. 31-38. doi: 10.20998/2074-272X.2017.1.06.

13. IEC 62305-1: 2010 «Protection against lightning. Part 1: General principles». Geneva, IEC Publ., 2010.

14. Available at: <https://en.wikipedia.org/wiki/Duralumin> (accessed 20 May 2018).

15. Available at: <https://znaniya.com/task/26630096> (accessed 10 June 2018).

16. Abramov N.R., Kuzhekin I.P., Larionov V.P. Characteristics of penetration of the walls of metal objects when exposed to lightning. *Electricity*, 1986, no.11, pp. 22-27. (Rus).

17. Baranov M.I., Buriakovskiy S.G., Rudakov S.V. The metrology support in Ukraine of tests of objects of energy, aviation and space-rocket engineering on resistibility to action of pulses of current (voltage) of artificial lightning and commutation pulses of voltage. *Electrical engineering & electromechanics*, 2018, no.5, pp. 44-53. doi: 10.20998/2074-272X.2018.5.08.

18. Baranov M.I., Kniaziev V.V., Rudakov S.V. The coaxial shunt for measurement of current pulses of artificial lightning with the amplitude up to ± 220 kA. *Instruments and Experimental Technique*, 2018, vol.61, no.4, pp. 501-505. doi: 10.1134/S0020441218030156

19. Baranov M.I., Rudakov S.V. Electrothermal action of the pulse of the current of a short artificial-lightning stroke on test specimens of wires and cables of electric power objects. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2018, vol.91, no.2, pp. 544-555. doi: 10.1007/s10891-018-1775-2.

Поступила (received) 27.03.2019

Баранов Михаил Иванович¹, д.т.н., гл.н.с.,
Буряковский Сергей Геннадиевич¹, д.т.н., проф.,
Гриценко Андрей Степанович², вед. инж.-исследователь,
Костюк Валерий Александрович², гл. конструктор,
¹ НИПКИ «Молния»

Национальный технический университет
«Харьковский политехнический институт»,
61013, Харьков, ул. Шевченко, 47,
тел/phone +38 057 7076841,
e-mail: baranovmi@kpi.kharkov.ua, sergbyr@i.ua

² Государственное предприятие «Антонов»,
03062, Киев, ул. Академика Туполева, 1,
тел/phone +38 044 4543233, e-mail: info@antonov.com

M.I. Baranov¹, S.G. Buriakovskiy¹, A.S. Hrytsenko²,
V.A. Kostyuk²

¹ Scientific-&-Research Planning-&-Design Institute «Molniya»,
National Technical University «Kharkiv Polytechnic Institute»,
47, Shevchenko Str., Kharkiv, 61013, Ukraine.

² Antonov Company,
1, Akademika Tupoleva Str., Kyiv, 03062, Ukraine.

Results of investigations of thermal resistibility of prototypes of aluminum alloy panels of fuel tank of airplane to direct action of normalized components of artificial lightning current.

Purpose. Implementation of calculation-experimental determination of thermal resistibility of walls of aluminum alloy panels of different thickness of fuel tank of the airplane designed in Ukraine to direct action on them of normalized components of current of artificial lightning. **Methodology.** Theoretical bases of thermophysics, bases of theoretical electrophysics, bases of measuring technique, electrophysics bases of technique of high-voltage and large pulsed currents. **Results.** The results of calculation-experimental investigations of thermal resistibility of prototypes with the necessary sheeting flat rectangular panels of fuel tank of the designed airplane are resulted measuring 550 mm \times 800 mm and from 1.2 to 4 mm thick of aluminum alloy B95 is easily soiled to direct action on them in obedience to the operating requirements of normative documents of the USA SAE ARP 5412 and SAE ARP 5416 of A-, B- and C*- component of current of artificial lightning (1A area), and also D-, B- and C*- components of current of artificial lightning (2A area) with the normalized amplitude-temporal parameters (ATPs). It is determined that the tested panels of fuel tank of airplane in 1.2 mm, 1.5 mm and 1.8 mm thick for an area of 1A and 1.2 mm and 1.5 mm thick for an area of 2A are thermally unstable to the direct shots in them of plasma channel of a storm discharge imitated in laboratory terms with the indicated components of current of artificial lightning. It is shown that thermal resistibility to lightning of the tested panels of fuel tank of airplane is determined of ATP shortened protracted C*- components of current of artificial lightning, causing appearance in them of the rounded small holes of melting the radius of r_k and depth of h_k . For finding by a calculation by the sizes of r_k and h_k in the indicated panels of fuel tank of airplane, struck in an air atmosphere a direct blow in them the imitated storm discharge, the proper close correlations are recommended. The capacity of these calculation correlations is confirmed results executed by the powerful high-voltage generator of impulsive current of artificial lightning of type of UITOM-1 of model experiments created in Ukraine. **Originality.** The calculation and experimental estimations of thermal resistibility of flat duralumin panels of fuel tank of the airplane designed in Ukraine are first executed to the direct action on them for the areas of 1A and of 2A of plasma channel of the imitated storm discharge with the normalized indicated documents of ATP flows on it (to the channel) A (D)-, B- and C*- components of current of artificial lightning. **Practical value.** Taking into account the executed calculation-experimental investigations a practical conclusion is done that for prevention in the case of direct blow in the being in an air atmosphere airplane of plasma channel of lightning with normalized ATPs indicated components of its pulsed current of self-ignition of fuel steams in the examined duralumin tank of the designed airplane and its catastrophe the thickness of wall of an aluminum alloy B95 of this tank with the proper sheeting must make no less than 1.8 mm for the area of 2A and no less than 2 mm for the area of 1A. References 19, tables 2, figures 17.

Key words: lightning, fuel tank of airplane, prototype of panel of fuel tank, thermal resistibility to lightning, components of current of lightning, generator of current of artificial lightning, calculation, experiment.