

УДК 629.735.33.551

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-80-90

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ МОЛНИИ НА УЗЛЫ КРЕПЛЕНИЯ ОБШИВКИ САМОЛЕТА

С.К. КАМЗОЛОВ¹, С.М. НОВИКОВ¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Одним из факторов, вызывающим повреждение наружных элементов конструкции самолета при поражении молнией, является ее электромеханическое воздействие. Наиболее характерные и разнообразные повреждения молнией узлов крепления обшивки самолета были обнаружены в декабре 2017 г. в штате Луизиана (США) после поражения молнией бомбардировщика В-52 при заходе на посадку. Уже на земле экипаж обнаружил в хвосте самолета дыру размером в человеческий рост. Подобные инциденты происходили и с отечественными самолетами. Исследования, проведенные на кафедре физики МГТУ ГА группой специалистов в области молниезащиты воздушных судов, позволяют с высокой степенью достоверности объяснить механизм такого рода повреждений. Этот механизм имеет комплексный характер. Главную роль здесь играет электромеханическое воздействие молнии на проводящую обшивку, обусловленное взаимодействием растекающегося по обшивке тока молнии с создаваемым ею магнитным полем, а также пинчевое давление в канале разряда. Нагружение проводящей обшивки обусловлено пондеромоторными силами как в обшивке, так и внутри канала молниевых разрядов. Приходящая на край панели обшивки волна напряжений от такой нагрузки в совокупности с воздействием рожденной молнией ударной акустической волны, складываясь со штатными эксплуатационными нагрузками, может вызвать перенапряжение как на контуре панели обшивки, ослабленной отверстиями под элементы крепления, так и в самих элементах крепления (заклепки, винты). Расчет интенсивности напряжения в обшивке за счет пондеромоторных сил в районе заклепочного соединения показал, что лишь при амплитуде тока молнии, превышающей 100 кА, могут возникнуть сверхкритические как нормальные напряжения в обшивке вдоль заклепочного ряда, так и касательные напряжения в узкой части закраины сзади заклепки. Поскольку статистика утверждает, что вероятность поражения самолета столь сильноточной молнией ничтожна, то очевидно, что при поражении В-52 сработали указанные дополнительные факторы. На фотографии поврежденной части хвостового оперения отчетливо видны оба типа разрушения конструкции: отрыв одного края панели от стрингера вдоль заклепочного ряда (закраина осталась на месте) и срыв другого края по заклепкам вместе с закраиной.

Ключевые слова: самолет, молния, элементы конструкции, пондеромоторные силы, обшивка, заклепки, предельное напряжение.

ВВЕДЕНИЕ

Поводом для описанных в данной статье исследований послужило сообщение РИА Новости от 13 февраля 2018 г. со ссылкой на портал The Aviationist¹ о том, что «механикам базы ВВС США Барксдэйл в Луизиане пришлось заменить хвост бомбардировщику В-52 после попадания молнии в самолет. Как отмечает издание, удар произошел, когда В-52 заходил на посадку. Уже на земле экипаж обнаружил в хвосте самолета дыру размером с человеческий рост» (рис. 1). Инцидент произошел 19 декабря, однако информация о происшествии появилась существенно позже. Исследования, проведенные на кафедре физики МГТУ ГА группой специалистов в области молниезащиты воздушных судов, позволяют с высокой степенью достоверности объяснить механизм такого рода повреждений. Из всего набора факторов воздействия молнии на воздушные суда [1] в данном случае основную роль играет ее электромеханическое воздействие. Рассмотрим природу и последствия такого воздействия.

¹ Cenciotti D. A lightning strike tore a person-sized gash in a B-52 bomber tail [Электронный ресурс] // The Aviationist. Режим доступа: <https://theaviationist.com/2018/02/12/lightning-strike-tore-a-person-sized-gash-in-b-52-bomber-tail/> (дата обращения: 13.02.2018).

МЕТОД РАСЧЕТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ

Механизм электромеханического воздействия молнии имеет комплексный характер. Главную роль здесь играет электромеханическое воздействие молнии на проводящую обшивку, обусловленное взаимодействием растекающегося по обшивке тока молнии с магнитным полем, создаваемым молнией, а также пинчевое давление в канале разряда [2, 3].

Механизм формирования и того, и другого типа воздействия един – это пондеромоторные силы, объемная плотность $\vec{f}$ которых в заданной точке определяется плотностью тока $\vec{j}$ и магнитной индукцией $\vec{B}$ [4]:

$$\vec{f} = \vec{j} \times \vec{B}. \quad (1)$$

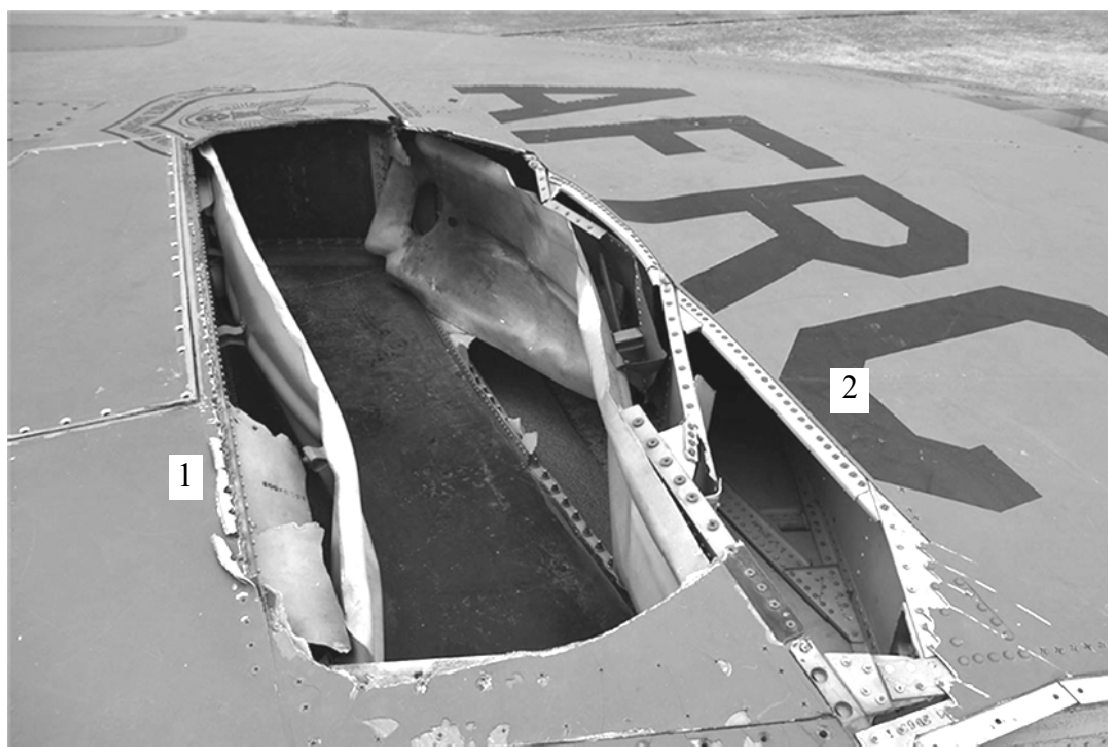


Рис. 1. Повреждение, полученное самолетом В-52 в результате удара молнии:

1 – отрыв панели обшивки по линии заклепочного ряда;

2 – срез закраины панели по заклепкам

Fig. 1. The damage received by the aircraft B-52 as a result of a lightning strike:

1 – torn off skin panel along the rivets line,

2 – the cut flange of the panel through rivets

В работах [2, 6] показано, что характер создаваемой пондеромоторными силами вертикальной составляющей распределенной нагрузки на проводящую пластинку не зависит от распределения плотности тока по ее толщине (рис. 2). Магнитное поле B внутри пластинки из проводящего немагнитного материала можно определить, используя теорему о циркуляции магнитного поля [4]:

$$B(r, z) = \mu_0 \int_{-\frac{h}{2}}^z j_r(r, z) \cdot dz. \quad (2)$$

Вертикальную составляющую распределенной нагрузки можно получить, суммируя пондеромоторную силу по всей толщине пластинки. Нагрузка при этом имеет характер некоторого эффективного давления, определяемого через z -ю, вертикальную составляющую объемной плотности пондеромоторных сил [2]. В результате эффективное давление пондеромоторных сил (будем в дальнейшем для краткости называть его *пондеромоторным давлением*) в зависимости от радиальной координаты определится следующим образом:

$$p_z(r) = \frac{\mu_0 I^2}{8\pi^2 r^2} = \frac{p_0}{\rho^2}, \quad (3)$$

где I – сила тока разряда (молнии), $\rho = r / r_0$ – относительное расстояние до оси канала разряда, r_0 – радиус пятна привязки разряда, p_0 – пондеромоторное давление на границе зоны привязки разряда ($r = r_0$):

$$p_0 = \frac{\mu_0 I^2}{8\pi^2 r_0^2}. \quad (4)$$

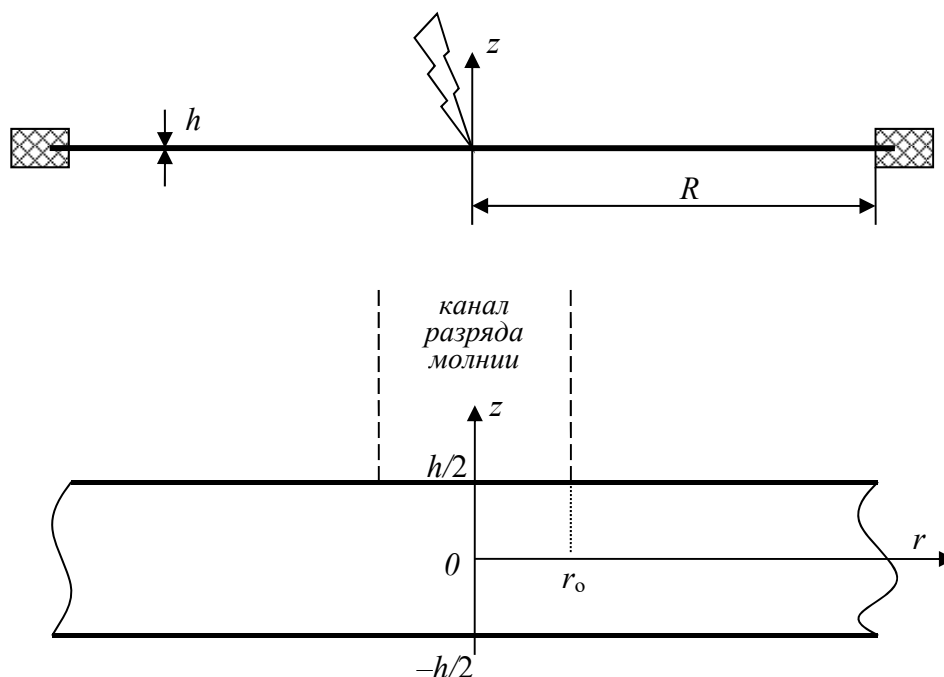


Рис. 2. Схема воздействия разряда на пластинку
Fig. 2. Scheme of the impact of discharge on the plate

В решении задачи по расчету напряженного состояния обшивки пондеромоторное давление выполняет роль плотности распределенной нагрузки на пластинку. Под пятном привязки канала разряда ($r \leq r_0$) распределенная нагрузка формируется не только за счет пондеромоторных сил внутри пластинки. Здесь необходимо учитывать также давление на пластинку со стороны плазменного канала молнии. Такое давление связано в первую очередь с пинч-эффектом, который обусловлен все теми же пондеромоторными силами, но уже в самом кана-

ле разряда. Давление вдоль радиуса однородного плазменного канала распределяется следующим образом [5]:

$$p_p = \frac{\mu_0 I^2}{4\pi^2 r_0^2} \left(1 - \frac{r^2}{r_0^2} \right). \quad (5)$$

Если перейти к относительной радиальной координате $\rho = r / r_0$, а также учесть соотношение (4), то пинчевая составляющая плотности распределенной нагрузки в зоне привязки разряда ($r \leq r_0$) будет иметь вид

$$p_p(\rho) = 2p_0(1 - \rho^2). \quad (6)$$

Из соотношений (3) и (6) определяется суммарная осевая составляющая плотности распределенной нагрузки для области $r \leq r_0$ ($\rho \leq 1$):

$$q(\rho) = p_p(\rho) + p_z(\rho) = p_0(2 - \rho^2). \quad (7)$$

Таким образом, осевая составляющая распределенной нагрузки на пластинку, обусловленная пондеромоторным взаимодействием токов как в самой пластинке, так и в канале разряда во всем диапазоне расстояний от оси канала разряда ($r = 0$) до внешнего контура ($r = R$), равна

$$q(\rho) = p_0 \cdot f_q(\rho), \quad (8)$$

где функция распределенной нагрузки

$$f_q(\rho) = \begin{cases} 2 - \rho^2, & \text{если } \rho \leq 1, \\ \rho^{-2}, & \text{если } \rho > 1. \end{cases} \quad (9)$$

Вид этой функции приведен на рис. 3.

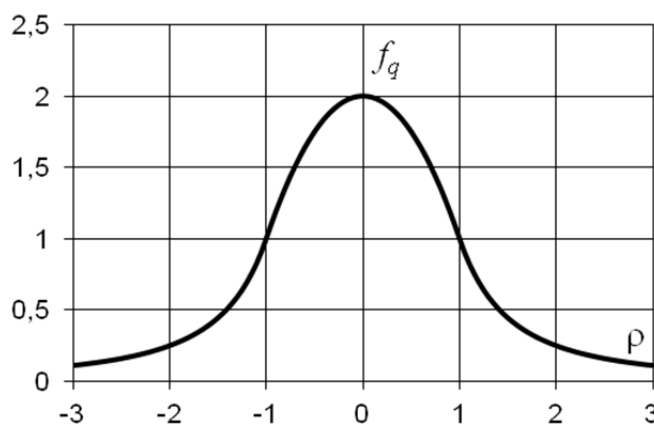


Рис. 3. Зависимость функции осевой нагрузки от относительного расстояния

Fig. 3. The dependence of the axial load function on the relative distance

В работе [6] получены значения интенсивности напряжения в центре и по краям круглой проводящей заземленной по контуру пластинки при разряде в центр пластинки и нормальной ориентации канала разряда к ее поверхности (рис. 1). Интенсивность напряжения в центре и на краях пластинки определяется величиной тока молнии I , толщиной пластинки h и отношением радиуса пластинки к радиусу пятна привязки канала молнии $\gamma = R / r_0$ (μ – коэффициент Пуассона):

$$\sigma_i(r=0) = \frac{3\mu_0 I^2}{4\pi^2 h^2} (1 + \mu) K_1(\gamma), \quad (10)$$

где $K_1(\gamma) = 0,25 \ln^2 \gamma + 0,125 \ln \gamma - \frac{1}{24\gamma^2} + \frac{5}{32}$;

$$\sigma_i(r=R) = \frac{3\mu_0 I^2}{4\pi^2 h^2} \sqrt{1 - \mu + \mu^2} K_2(\gamma), \quad (11)$$

где $K_2(\gamma) = 0,5 \ln \gamma + \frac{1}{12\gamma^2} + 0,125$.

При расчетах следует учитывать импульсный характер тока молнии. Зависимость тока молнии от времени (рис. 4) может быть аппроксимирована [2] функцией

$$I(t) = I_0 \frac{\alpha t}{t_0} e^{1 - \frac{\alpha t}{t_0}}, \quad (12)$$

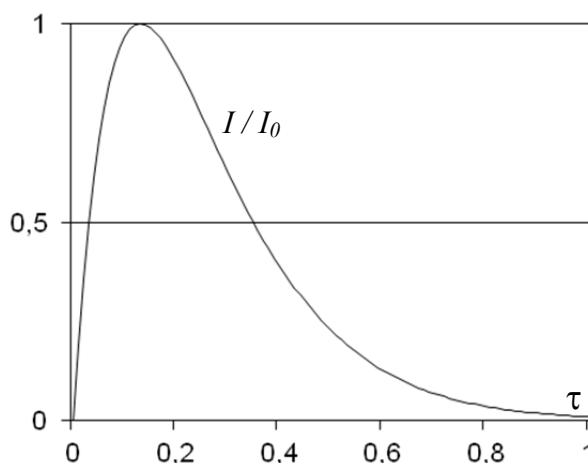


Рис. 4. Форма импульса тока
Fig. 4. The form of the current impulse

где I_0 – амплитуда тока в разрядном импульсе, t_0 – продолжительность импульса, равная времени спада тока до значения $0,01 I_0$. На рис. 4 представлена зависимость тока в импульсе, отнесенного к амплитуде, от относительного времени $\tau = t / t_0$. При значении константы $\alpha = 7,64$ такой вид функции удовлетворяет основным параметрам нормируемого молниевых импульса,

который используется в авиации для испытания воздушных судов на молниестойкость их конструкции и систем.

Использованная при выводе расчетных формул (10), (11) квазистатическая модель нагружения учитывает действующее, эффективное значение тока молнии $I_{эфф}$, которое в случае аппроксимации (12) связано с амплитудным значением тока в импульсе I_0 соотношением $I_{эфф}^2 = 0,242I_0^2$ [2].

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Расчет напряженного состояния по формулам (10) и (11) показывает, что интенсивность напряжения максимальна в центре пластинки и для реальных значений ее относительного радиуса $\gamma = R/r_0 = 50 \div 150$ в 3–4 раза превышает интенсивность напряжения на краях пластинки. Если интенсивность напряжения в области пятна привязки разряда превышает предел текучести материала обшивки, то на ней возникает вмятина. Расчет по формуле (10) для обшивки толщиной 1,5 мм из материала Д16АТ ($\sigma_T = 285$ МПа) в указанном диапазоне относительного радиуса $\gamma = 50 \div 150$ показывает, что критическое значение амплитуда тока молнии, вызывающей остаточную деформацию в зоне привязки разряда, лежит в пределах 60–75 кА, что согласуется с экспериментом [2], а также данными расследования авиационных происшествий, связанных с поражением самолетов молнией.

Однако образование вмятин не может привести к фатальным последствиям, хотя и представляет опасность для коммуникаций и оборудования, расположенных непосредственно за обшивкой (надо ведь еще учитывать упругую составляющую деформации). А вот приходящая на край панели обшивки волна напряжений, складываясь с эксплуатационным, штатным нагружением, а также с нагружением, вызываемым ударной акустической волной от молнии, может вызвать разрушение как обшивки, ослабленной отверстиями под элементы крепления, так и самих элементов крепления (заклепки, винты). Рассмотрим условия и виды повреждений на краях панели обшивки и элементов ее крепления, ведь именно они и привели к поломкам, вызванным поражением самолета В-52 молнией.

Первое. Отрыв панели по линии заклепочного ряда (рис. 5). В табл. 1 приведены результаты расчета интенсивности напряжения, приходящего при ударе молнии на край панели обшивки толщиной 1,5 мм при разной амплитуде тока в импульсе (формула (11)) в реальном диапазоне относительных размеров панели ($\gamma = r_0/R$).

Таблица 1
Table 1

Интенсивность напряжения при разных токах молнии
The intensity of the voltage at different lightning currents

Амплитуда тока в импульсе, кА	Интенсивность напряжения $\sigma_i (r = R)$, МПа ($h = 1,5$ мм)	
	$\gamma = r_0/R = 50$	$\gamma = r_0/R = 100$
50	44,8	51,7
100	177	207
200	358	414

Сравнение полученных данных с прочностными свойствами, например, широко применяемого для обшивки сплава Д16Т (табл. 2) [7] показывает, что даже при токах с амплитудой 100 кА, которая пока не фиксировалась при специальных измерениях тока молний, поражающих воздушные суда [8, 9], с самой обшивкой ничего не должно происходить, если считать край ее панели заделанным. А вот молния с практически нереальной для авиации амплитудой тока в

импульсе 200 кА (тем не менее нормы летной годности предписывают испытания конструкции и систем воздушных судов именно таким разрядом) могла бы изрядно потрепать обшивку по краю панели даже при условии его жесткой заделки. (Кстати заметим, что разряд такой амплитуды просто механически продырявит обшивку в зоне пятна привязки, даже без учета термической составляющей воздействия.)

Таблица 2
Table 2

Прочностные свойства авиационных материалов
Strength properties of aviation materials

Материал	σ_{02} , МПа	σ_B , МПа	$\tau_{ср}$, МПа
Д16Т	290	440	280
В65	250	400	260
Д19П	280	460	290
30ХГСА	900	1080	680

Однако заклепочное соединение панели с силовыми элементами планера существенным образом может ослабить молниестойкость обшивки. Итак, рассмотрим в первую очередь ослабление прочности за счет отверстий под заклепки. Уменьшение площади сечения листа обшивки вдоль заклепочного ряда (рис. 5) за счет отверстий при шаге $t = (3 \div 6)d$ [10] равносильно увеличению интенсивности напряжения на 25÷50 %. А это уже может быть соизмеримо с пределом прочности материала обшивки (табл. 1 и 2). Тем более что кроме нагрузки, создаваемой пондеромоторным давлением, на панель действует ударная акустическая волна от канала разряда молнии, перепад давления в которой может достигать сотен атмосфер [3]. Дополнительно против стойкости материала к таким воздействиям работают термические эффекты, связанные с джоулевым тепловыделением при растекании тока молнии по обшивке [3].

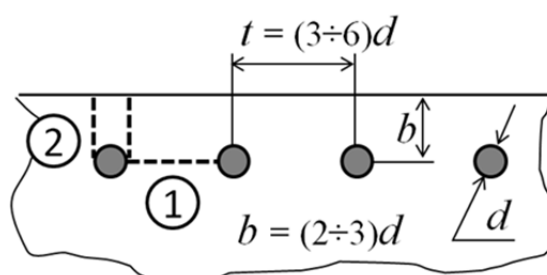


Рис. 5. Край панели с заклепками:

1 – линия отрыва закраины, 2 – область среза закраины

Fig. 5. The edge of the panel with rivets:

1 – flange detachment line, 2 – the area of the flange slice

Но ослаблению обшивки за счет отверстий противостоит сила трения за счет прижатия листа к силовому элементу натяжением заклепок во время клепки. К тому же при ударе молнии при подходе волны напряжений вместе с напряжением растяжения-сжатия обшивки на ее край приходит и вертикальная нагрузка, дополнительно прижимающая обшивку к силовому элементу, т. е. увеличивающая силу трения. Понятно, что в процессе эксплуатации за счет всякого рода вибрационных нагрузок натяжение заклепок со временем слабеет, что приводит к снижению сопротивления отрыву панели от закраины по линии заклепок. Мы, к сожалению, ничего не можем сказать о сроке эксплуатации рассматриваемого В-52, но такой механизм отрыва рабо-

тал: на фотографии (фрагмент 1 на рис. 1) отчетливо видно, что левый край панели оторван по заклепочному ряду, закраина осталась на месте. Отрицательную роль могло сыграть еще одно обстоятельство: поражение молнией чаще всего происходит в зоне турбулентности, т. е. при повышенных нагрузках на элементы конструкции.

Второе. Приходящая на край панели обшивки растягивающая нагрузка вызывает в ее закраине касательные напряжения (область 2 на рис. 5), которые в зависимости от ширины закраины b , составляющей $2\div 3$ диаметра заклепки [10], достигают значений от 50 до 150 % интенсивности напряжения (табл. 1). Судя по приведенной фотографии, пондеромоторное давление вкупе с нагрузкой от ударной волны создало касательные напряжения в закраине панели, достаточные для срыва обшивки с заклепок вместе с закраиной (фрагмент 2 на рис. 1).

Третье. Рассмотрим далее стойкость к подобным нагрузкам самих элементов крепления обшивки. Напряжение на краю панели обшивки (11) создает в заклепке перпендикулярное ее оси усилие

$$F = \sigma_i t h, \quad (13)$$

где h – толщина обшивки, t – шаг заклепочного ряда (по стандарту $3\div 6$ диаметров стержня заклепки d , рис. 5). Подставляя значение (11) для интенсивности напряжения на краю обшивки, можно получить величину перерезывающего усилия на заклепке. В случае применения обшивки толщиной 1,5 мм при амплитуде тока молнии 50 кА и шаге заклепочного ряда 20 мм усилие на заклепку диаметром стержня 5 мм может достигать 3 кН, при токе 100 кА – 12 кН. И если бы такой нагрузке противостояла только прочность самих заклепок, то касательные напряжения в них на срез достигали бы при указанных токах соответственно 150 и 600 МПа. Таких нагрузок не выдерживают заклепки из обычно применяемых сплавов В65 и Д19П (табл. 2), но выдерживают винты из стандартного сплава 30ХГСА, которыми крепят съемные панели.

Однако и здесь следует учитывать, что указанным нагрузкам противостоит не только прочность заклепки, но и сила трения между обшивкой и силовым элементом. (Одно ясно, что вследствие ослабления элементов крепления обшивки их уязвимость при поражении самолета молнией возрастает с увеличением срока его эксплуатации.) Таким образом, стойкость заклепок к срезу при подходе волны напряжений от удара молнии обеспечивается при выполнении следующего условия:

$$\frac{\pi d^2}{4} [\tau_{cp}] + k (F_n + N) \geq (\sigma_i + \sigma_0) t h, \quad (14)$$

где d – диаметр заклепки, $[\tau_{cp}]$ – допускаемое касательное напряжение при срезе, k – коэффициент трения между поверхностями обшивки и силового элемента, F_n – натяжение заклепки, определяемое технологией клепки, N – вертикальная составляющая нагрузки, связанная с пондеромоторным давлением, σ_0 – напряжение штатного нагружения заклепки в полете, не связанное с ударом молнии.

По виду повреждений, ставших причиной отрыва панели обшивки В-52, можно заключить, что заклепки по линиям отрыва панели остались целыми. Но, к сожалению, непонятно, по какой причине отсутствуют элементы крепления небольшой панели слева на фотографии (рис. 1). Вполне возможно, панель съемная, и винты просто отвернули на земле до фотографирования. Но не исключено, что это свидетельство повреждения заклепок в результате импульсной деформации стрингера при отрыве сорванной панели по ее левому краю (фрагмент 1 на рис. 1).

Последняя версия вполне реальна. Одному из авторов довелось принять участие в расследовании летного происшествия в апреле 1985 г. в аэропорту Душанбе. Самолет Ту-154 был поражен молнией при наборе высоты и получил многочисленные и разнообразные повреждения. В частности, было обнаружено ослабление части заклепочных соединений. Причем десятки заклепок в месте крепления передней кромки левой консоли крыла ослабили настолько, что без особых усилий извлекались из своих гнезд рукой. Отрыва панели, к счастью, не произошло, поскольку ослабление случилось с «подветренной» стороны, и набегающий поток воздуха способствовал не отрыву, а фиксации панели.

А вот Боингу В-52, очевидно, не повезло. Сильная деформация панели обшивки вызвала напряжения в области ее крепления, превышающие допускаемые. Динамическое давление набегающего потока воздуха завершило отрыв части обшивки «размером в человеческий рост». Аналогичное происшествие произошло в СССР в 1982 г., когда трудную посадку в Ереване совершил Ту-154 без целой панели обшивки верхней плоскости крыла в области топливного бака, а также с другими многочисленными следами поражения молнией.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для расчета напряженного состояния края обшивки самолета в зоне ее крепления при ударе молнии была использована разработанная на кафедре физики МГТУ ГА модель электромеханического воздействия импульсного сильноточного электрического разряда на проводящую пластинку. Нагружение проводящей обшивки обусловлено пондеромоторными силами как в обшивке, так и внутри канала молниевых разрядов. Расчет интенсивности напряжения в обшивке за счет пондеромоторных сил в районе заклепочного соединения показал, что лишь при амплитуде тока молнии, превышающей 100 кА, могут возникнуть сверхкритические как нормальные напряжения в обшивке вдоль заклепочного ряда, так и касательные напряжения в узкой части закраины сзади заклепки. Поскольку статистика утверждает, что вероятность поражения самолета столь сильноточной молнией ничтожна, то очевидно, что при описанном выше поражении В-52 работали такие дополнительные факторы, как рожденная молнией ударная акустическая волна, а также эксплуатационное, штатное нагружение, что вкуче и вызвало перенапряжение на контуре панели обшивки, ослабленной отверстиями под элементы крепления. На фотографии поврежденной части хвостового оперения самолета отчетливо видны оба описанных в работе типа разрушения конструкции: отрыв одного края панели от стрингера вдоль заклепочного ряда (закраина осталась на месте) и срыв другого края по заклепкам вместе с закраиной.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Базелян Э.М., Райзер Ю.П. Физика молнии и молниезащиты. М.: Физматлит, 2001. 320 с.
2. Камзолов С.К. Критерий стойкости конструкций к электромеханическому воздействию сильноточных разрядов // Электричество. 1992. № 9. С. 24–26.
3. Kamzolov S.K. Lightning treat for modern airplanes / E.A. Konyaev, I.G. Kirpichev, A.A. Komov, A.A. Kuleshov // International Journal of Mechanical Engineering and Technology. 2017. Vol. 8, Iss. 11, Nov. Pp. 756–768.
4. Тамм И.Е. Основы теории электричества: учебное пособие. М.: Физматлит, 2003. 618 с.
5. Финкельбург В., Меккер Г. Электрические дуги и термическая плазма. М.: Изд-во иностр. лит., 1961. 250 с.
6. Камзолов А.С. Модель нагружения обшивки при электромеханическом воздействии молнии на воздушное судно // Обеспечение безопасности полетов в сложных метеоусловиях: межвуз. сб. научных трудов. М., 1996. С. 76–82.

7. **Анурьев В.И.** Справочник конструктора-машиностроителя: в 3 т. 8-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2001.
8. **Clifford D.W.** Characteristics of lightning strikes to aircraft // Proc. of the International Conference on Lightning and Static Electricity. Oxford, 25–30 March 1982. 1982. Pp. A9-1–A9-11.
9. **Fisher B.D., Mazur V., Plumer J.A.** Characteristics of lightning strikes experienced by the NASA f106b airplane // AIAA Paper. 1984. № 2234. Pp. 37–43.
10. **Житомирский Г.И.** Конструкция самолетов: учебник. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение. 1995. 415 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Камзолов Сергей Константинович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры физики МГТУ ГА, skkamzolov@mail.ru.

Новиков Сергей Михайлович, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры физики МГТУ ГА, smnovikov@mail.ru.

ELECTROMECHANICAL EFFECT OF LIGHTNING ONTO THE FITTING POINTS OF THE AIRCRAFT SKIN

Sergey K. Kamzolov¹, Sergey M. Novikov¹

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

ABSTRACT

One of the damage factors of the outer elements of aircraft structures by lightning strike is its electromechanical effect. The most typical and diverse types of damage caused by lightning to the fittings of the aircraft skin were discovered in December 2017 in the state of Louisiana (USA) after the lightning strike to the B-52 bomber during landing. On the ground the crew found the man-sized gash in the tail unit. Similar incidents took place with a number of Russian aircraft too. Researches, conducted at the Chair of Physics of Moscow State Technical University of Civil Aviation by a group of specialists in the field of lightning protection of aircraft, allow to explain the mechanism of this kind of damage with a high degree of reliability. This mechanism is of a complex nature. The Electromechanical effect of lightning on the conductive skin, due to the interaction of the lightning current spreading along the skin with the magnetic field created by it, is essential as well as the pinch pressure in the discharge channel. Loading of a conductive plating is caused by ponderomotive forces in the skin and inside the channel of the lightning discharge. Coming to the edge of the trim panel stresses wave from such loads, coupled with the impact of lightning born of the shock acoustic waves, adding up to the operational, staffing loading, can overload as at the contour of the trim panel, weakened by holes for fastening elements, and at the fastening elements too (rivets, screws). The calculation of the intensity of the stresses in the skin due to ponderomotor forces in the area of the rivet connection showed that only if the amplitude of the lightning current exceeds 100 kA, supercritical stresses can take place – as normal stresses in the skin along the rivet row and tangential stresses in the narrow part of the rivet flange. Since the statistics claims that the probability of the aircraft high-current lightning strike is negligible, it is obvious that these additional factors were active in the B-52 case. In the photo of the damaged part of the tail unit of the aircraft, both types of structural damage are clearly visible: the separation of one edge of the panel from the stringer along the rivet row (the flange remains in the place) and the damage of the other edge along the rivets with the flange.

Key words: aircraft, lightning, aircraft component, ponderomotor forces, skin, rivets, supercritical stresses.

REFERENCES

1. **Bazeljan, E.M. and Rizer, Ju.P.** (2001). *Fizika molnii i molnিয়েzashchity* [The physics of lightning and lightning protection]. Moscow: Fizmatlit, 320 p. (in Russian)
2. **Kamzolov, S.K.** (1992). *The criterion of durability of constructions to the Electromechanical effects of high-current discharges*. Electrical Technology, no. 9, pp. 24–26.

3. Kamzolov, S.K., Konyaev, E.A., Kirpichev, I.G., Komov, A.A. and Kuleshov, A.A. (2017). *Lightning threat for modern airplanes*. International Journal of Mechanical Engineering and Technology, vol. 8, iss. 11, Nov., pp. 756–768.
4. Tamm, I.E. (2003). *Osnovy teorii elektrichestva* [Fundamentals of the theory of electricity]. *Uchebnoye posobiye* [Training manual]. Moscow: Fizmatlit, 618 p. (in Russian)
5. Finkelburg, V. and Mecker, G. (1961). *Elektricheskiye dugi i termicheskaya plazma* [Electric arcs and thermal plasma]. Moscow: Izd-vo inostrannoy lit., 250 p. (in Russian)
6. Kamzolov, A.S. (1996). *Model nagruzheniya obshivki pri elektromekhanicheskom vozdeystvii molnii na vozдушное судно* [Model of loading of the sheathing via electromechanical effects of lightning onto an aircraft]. *Obespecheniye bezopasnosti poletov v slozhnykh meteousloviyakh* [Ensuring flight safety in adverse weather conditions]. *Mezhvuz. sb. nauchnykh trudov* [Intercollege collection of proceedings]. Moscow, pp. 76–82. (in Russian)
7. Anuryev, V.I. (2001). *Spravochnik konstruktora-mashinostroitel'ya* [Reference of the designer-mechanical engineer]. *V 3-kh t. 8-e izd., pererab. i dop.* [In 3 vol. 8th edition, revised and added]. Moscow: Mashinostroeniye. (in Russian)
8. Clifford, D.W. (1982). *Characteristics of lightning strikes to aircraft*. Proc. of the International Conference on Lightning and Static Electricity. Oxford, 25–30 March 1982, pp. A9-1–A9-11.
9. Fisher, B.D., Mazur, V. and Plumer, J.A. (1984). *Characteristics of Lightning Strikes Experienced by the NASA F106B Airplane*. AIAA Paper, no. 2234, pp. 37–43.
10. Zhytomyrskiy, G.I. (1995). *Konstruktsiya samoletov* [The construction of the aircraft]. *Uchebnik* [Textbook]. *2-e izd., pererab. i dop.* [2nd edition, revised and added]. Moscow: Mashinostroeniye, 415 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Sergey K. Kamzolov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Physics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, skkamzolov@mail.ru.

Sergey M. Novikov, Candidate of Technical Sciences, Professor of the Physics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, smnovikov@mail.ru.

Поступила в редакцию 23.05.2019
Принята в печать 23.07.2019

Received 23.05.2019
Accepted for publication 23.07.2019