

УДК 629.735.33.551

ОСТАТОЧНАЯ ПРОЧНОСТЬ И ЖИВУЧЕСТЬ СТЕРЖНЕВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПОСЛЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ МОЛНИЕПОДОБНЫМИ РАЗРЯДАМИ

С.К. КАМЗОЛОВ, С.М. НОВИКОВ, А.Н. РАЗУМОВСКИЙ

Наносимые молнией повреждения наружных элементов конструкции воздушного судна в виде деформаций, прожогов и эрозионных кратеров, а также скрытые дефекты в зоне поражения, могут вызывать снижение прочности повреждённых деталей. Испытания на усталость поврежденных молниеподобными электрическими разрядами образцов стержневых элементов конструкции показали, что при симметричном цикле переменного нагружения с амплитудой 100 кПа и частотой 50 Гц запас усталостной прочности снизился в 1,5-1,7 раза, а усталостная долговечность уменьшилась в 25 раз при локальных ожогах и в 70 раз при кольцевых ожогах. Основной причиной является образование на деталях микротрещин в зоне образуемых при разряде эрозионных кратеров.

Ключевые слова: воздушное судно, молния, повреждения, трещины, остаточная прочность, живучесть.

Общеизвестен факт, что практически в каждый самолет в течение года попадает молния. Но любой современный лайнер защищен – "укус" молнии в подавляющем большинстве случаев, не приводит к катастрофе (хотя таковые и случаются). Тем не менее, наносимые молнией повреждения в виде деформаций, прожогов и эрозионных кратеров, в том числе скрытые дефекты в зоне поражения, могут вызывать снижение прочности элементов конструкции [1].

Исследование повреждённых молнией наружных деталей самолета, а также их образцов – молниеподобными разрядами в лаборатории обнаружило сеть трещин длиной до нескольких миллиметров в зоне эрозионных кратеров (рис.1), что неминуемо ведёт к снижению остаточной прочности и живучести таких деталей.

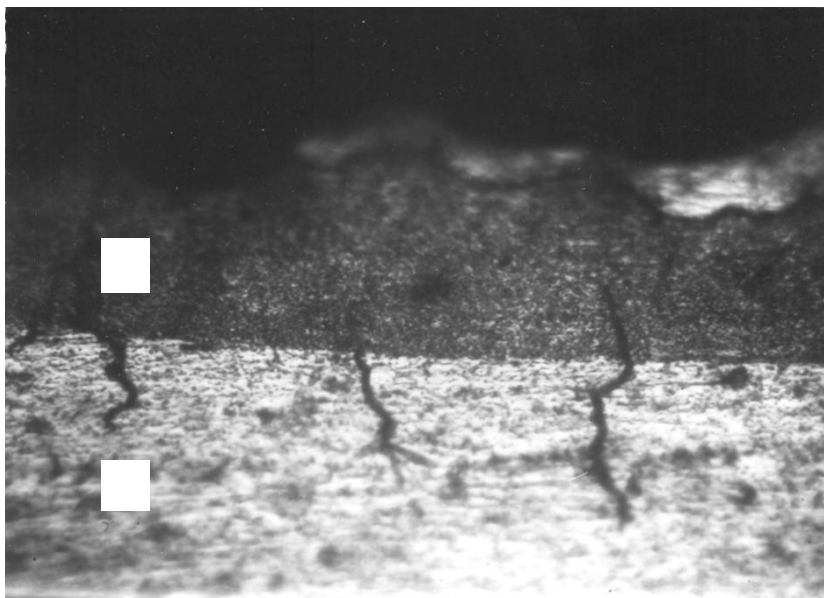


Рис. 1. Шлиф эрозионного кратера. Поперечный разрез. Увеличение 100^x.
Материал Д16. 1 – застывший расплав, 2 – нерасплавленный материал.

В данной работе приведены результаты экспериментального исследования влияния повреждений, вызванных молниеподобными разрядами, на сопротивление усталости стержневых элементов конструкции (разного рода тяги, стойки и т.п. силовые элементы).

Следует заметить, что различают две основные стадии (составляющие) молниевых разрядов. Главной стадией соответствует импульсная составляющая тока молнии, короткая по времени (десятки микросекунд) с амплитудой тока в сотни килоампер. Последующая стадия – постоянная составляющая тока молнии силой в сотни ампер, но более продолжительная по времени (до сотен миллисекунд) [2]. Воздействие на образцы стержневых элементов конструкции производилось в лаборатории МГТУ ГА электрическим импульсным разрядом с амплитудой тока 65 кА: такого порядка был зафиксирован максимальный импульсный ток молнии, поражающей воздушное судно – летающую лабораторию [3].

Для испытаний брались стандартные цилиндрические образцы из алюминиевого сплава АВТ1 длиной 160 мм, диаметром 12 мм, с шейкой диаметром 8 мм и радиусом кривизны 50 мм. Поверхность шейки была обработана по 8 классу чистоты.

Удар разряда приходился в середину шейки образца нормально её поверхности. При этом обнаружилось, что на чистых образцах след оплавления равномерно опоясывал шейку эрозийным кольцом. У другой части образцов шейку специально закрывали диэлектриком, оставляя открытой лишь часть её поверхности, благодаря чему повреждение имело локальный характер в виде ожогового пятна диаметром 3-5 мм.

Повреждённые и контрольные образцы затем испытывались на усталость при изгибе с вращением на машине МУИ-6000, которая обеспечивала симметричный цикл нагружения с частотой повторения циклов 50 Гц. Для каждого образца фиксировалось число циклов до разрушения, т.е. долговечность N_p . Образцы с повреждениями испытывались на уровне амплитуды переменного нагружения $\sigma_a = 100$ МПа, контрольные образцы – на 3-х уровнях нагружения (160, 180 и 200 МПа).

Полученные в результате испытаний распределения долговечностей исходных (контрольных) и повреждённых образцов вполне удовлетворительно описываются логарифмически-нормальным законом. Кривая выносливости исходных образцов и медианные значения повреждённых образцов представлены на рис. 2.

По кривой выносливости контрольных образцов можно определить показатель степени в уравнении кривой выносливости:

$$\sigma_a^m N = C. \quad (1)$$

Для контрольных образцов этот параметр оказался равным $m = 8,0 \pm 1,5$.

Основными характеристиками при исследовании усталостного разрушения элементов конструкции, как известно, являются предел выносливости σ_{-1} (переменное напряжение, при котором может возникнуть усталостное повреждение материала в виде макротрещин и изломов), а также усталостная долговечность, т.е. число циклов до разрушения при заданном уровне амплитуды переменных напряжений. Заметим, что при амплитуде переменных напряжений $\sigma_a < \sigma_{-1}$ устойчивое повреждение невозможно.

По полученным данным можно определить степень изменения прочностных характеристик – предела выносливости и долговечности повреждённых разрядом образцов по сравнению с контрольными.

Существует связь предела выносливости материала со статическим пределом прочности σ_b , которая для алюминиевых сплавов имеет вид [4]:

$$\sigma_{-1} \approx (0,55 - 0,0001 \sigma_b) \sigma_b. \quad (2)$$

Сложнее дело обстоит, если необходимо определить предел выносливости конкретной детали $\sigma_{-1д}$. Для ответственных элементов конструкции эта величина определяется путём натуральных испытаний. При приближённой оценке усталостной прочности обычно используют систему эмпирически полученных коэффициентов [4]:

$$\sigma_{-1д} = \frac{\beta \varepsilon}{K_\sigma} \sigma_{-1}, \quad (3)$$

где β и ε – соответственно, коэффициенты влияния поверхностного слоя и масштабного эффекта, а K_σ – эффективный коэффициент концентрации напряжений.

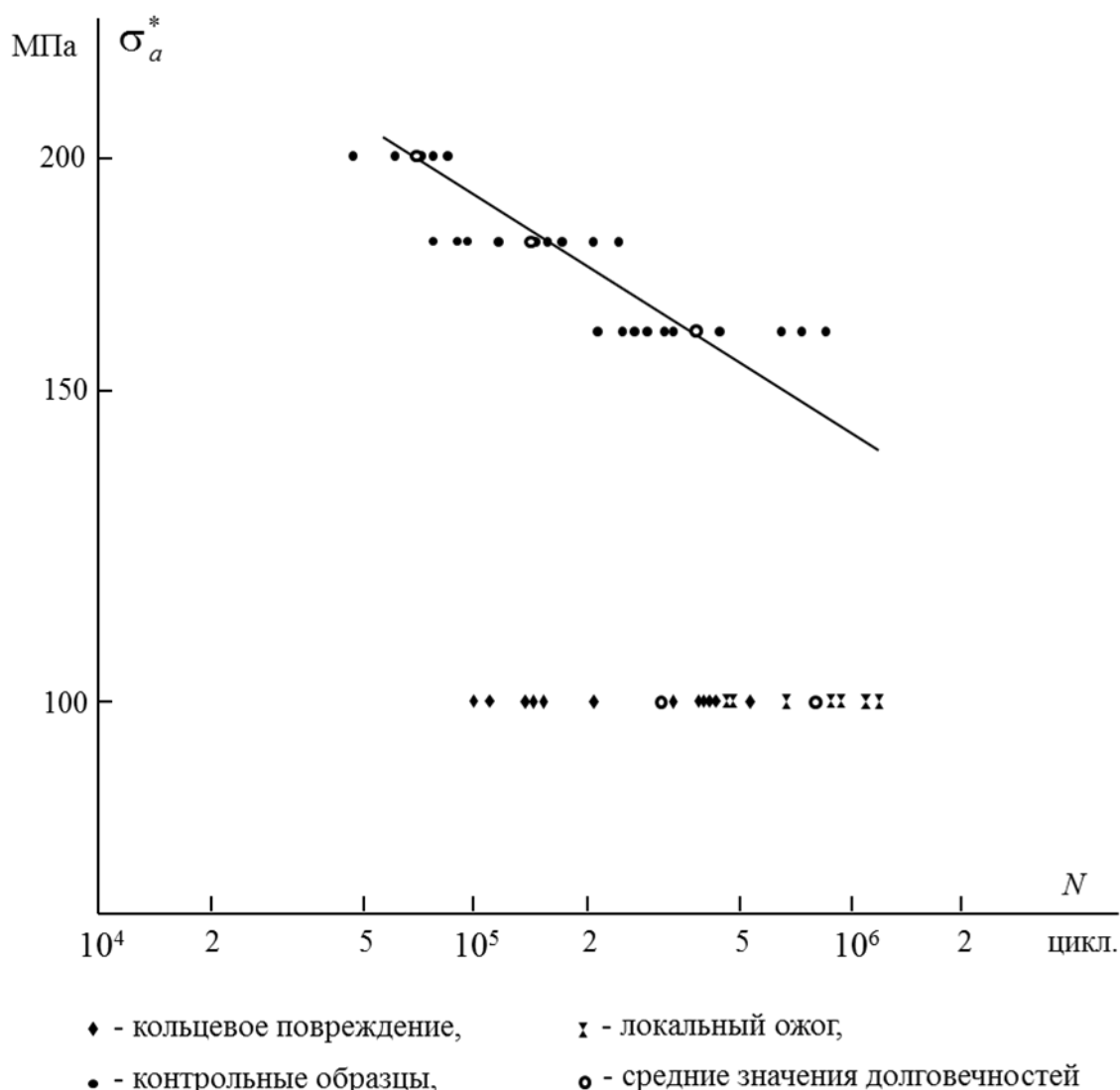


Рис. 2. Кривая выносливости контрольных образцов и медианные значения долговечностей образцов, повреждённых электрическим разрядом.

Степень тяжести повреждения в данном случае может выражаться конкретной величиной – потерей запаса усталостной прочности. При симметричном цикле с амплитудой переменного напряжения σ_a запас усталостной прочности детали по переменным напряжениям приблизительно может быть определен соотношением:

$$n_a = \frac{\sigma_{-1Д}}{\sigma_a}.$$

Тогда потеря запаса усталостной прочности повреждённых деталей определится соотношением:

$$\beta_{aП} = \frac{n_{a0}}{n_{aП}} = \frac{\sigma_{-1Д0}}{\sigma_{-1ДП}}, \quad (4)$$

где индекс «0» относится к контрольным образцам, а индекс «П» – к повреждённым.

Ввиду логарифмически линейного характера кривых усталости (1) вместо пределов выносливости в соотношении (4) можно использовать условные пределы выносливости, т.е.

предельные значения амплитуды переменного напряжения на фиксированной базе испытаний (рис.2). Таким образом,

$$\beta_{aII} = \frac{\sigma_{a0}^*}{\sigma_{aII}^*}. \quad (5)$$

Используя экспериментальные результаты (рис.2), можно по уравнению (5) определить потерю запаса усталостной прочности: для образцов с кольцевым повреждением $\beta_{aII} \sim 1,7$, при повреждении в виде локального ожога $\beta_{aII} \sim 1,5$.

Для оценки снижения усталостной долговечности повреждённых разрядом образцов проведена экстраполяция кривой выносливости контрольных образцов до уровня нагружения, при котором испытывались поражённые образцы, т.е. до значения $\sigma_a = 100$ МПа (рис.2). Это правомерно, поскольку данный уровень практически не выходит за пределы кривой выносливости.

Действительно, из уравнений (2) и (3) можно оценить предел выносливости $\sigma_{-1д}$ детали по его связи со статическим пределом прочности σ_b для алюминиевых сплавов:

$$\sigma_{-1д} \approx \frac{\beta \varepsilon}{K_\sigma} (0,55 - 0,0001 \sigma_b) \sigma_b.$$

Предел прочности для сплава АВ в деформированном состоянии при комнатной температуре $\sigma_b \approx 200$ МПа. При оценке учтём, что на контрольных образцах отсутствует концентратор напряжений (эффективный коэффициент концентрации напряжений $K_\sigma = 1$), а шейка отполирована (коэффициент влияния поверхностного слоя $\beta = 1$). Коэффициент масштабного фактора можно оценить, используя соотношение [4]:

$$\varepsilon = \varepsilon_\infty + (1 - \varepsilon_\infty) e^{-\lambda L},$$

Для литых материалов принимают $\varepsilon_\infty = 0,4$; $\lambda = 0,01 - 0,03$. L – характерный размер детали (в мм). Для стержней – это их диаметр. При диаметре шейки 8 мм коэффициент масштабного фактора составляет величину $\varepsilon \sim 0,93$. Таким образом, предел выносливости детали $\sigma_{-1д} \approx 98$ МПа, что ниже уровня нагружения $\sigma_a = 100$ МПа.

Сравнение долговечностей, т.е. числа циклов до разрушения на указанном уровне нагружения (рис.2) показывает, что усталостная долговечность образцов с локальным ожогом N_{II}^* снизилась в среднем в 25 раз по сравнению с контрольными (N_0^*). Долговечность образца с кольцевым ожогом уменьшилась почти в 70 раз.

Можно оценить величину γ_a снижения усталостной долговечности, используя полученные выше данные по потере запаса усталостной прочности. Действительно, из уравнений (1–4) можно получить:

$$\gamma_a = \frac{N_0^*}{N_{II}^*} = \beta_{aII}^m. \quad (6)$$

Поскольку для образцов с кольцевым повреждением $\beta_{aII} \sim 1,7$, а при локальном ожоге $\beta_{aII} \sim 1,5$, то с учётом полученного выше значения параметра $m = 8$, получаем из уравнения (6) те же значения снижения усталостной долговечности: $\gamma_{aK} \approx 70$, $\gamma_{aЛ} \approx 25$.

Снижение усталостной долговечности повреждённых импульсным электрическим разрядом образцов стержневых деталей по сравнению с контрольными, а также разница долговечности образцов с кольцевым и локальным ожогами (почти в 3 раза), очевидно, отражает существенное снижение коэффициента β , учитывающего состояние поверхности шейки образца (уравнение 3), уменьшение его эффективного сечения (коэффициент ε), возникновение концентраторов напряжения (коэффициент K_σ) в виде пор и трещин, а также острий и наплывов на ожоговом пятне (рис.1).

ЛИТЕРАТУРА

1. Камзолов С.К., Самохин А.В. Об опасности полётов в грозу (версии двух катастроф) // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2012. № 180. С. 102-105.
2. Э.М. Базелян, Ю.П. Райзер. *Физика молнии и молниезащиты*. М., ФИЗМАТЛИТ, 2001. – 320 с.
3. Clifford D.W. Characteristics of Lightning Strikes to Aircraft. / *Proc. of the International Conference on Lightning and Static Electricity*. – Oxford, 25-30 March 1982. – P. A9-1 – A9-11.
4. Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. *Сопrotивление материалов: Учебное пособие*.- М.: Наука. 1986. – 560 с.

RESIDUAL STRENGTH AND ENDURANCE OF ROD CONSTRUCTION ELEMENTS OF AIRCRAFT AFTER THE DAMAGE BY LIGHTNING-LIKE ELECTRICAL DISCHARGES

S.K. Kamzolov, S.M. Novikov, A.N. Razumovsky

Caused by lightning damage to the external elements of construction of the aircraft, in the form of deformities, burn-through and erosive craters and also hidden defects in the affected area can cause a reduction in the strength of damaged parts. Fatigue tests of samples of rod construction elements damaged by lightning-like electrical discharges showed that for a symmetric cycle of variable loading at an amplitude of 100 kPa and a frequency of 50 Hz supply of fatigue strength decreased in 1,5-1,7 times, and fatigue life decreased in 25 times at local burns and in 70 times at annular burns. The main reason is education on the details of micro cracks in the area of erosive craters formed by discharge.

REFERENCES

1. Kamzolov S.K., Samohin A.V. Ob opasnosti polyotov v grozu (versii dvuh katastrof) // *Nauchnyy vestnik MGTU GA*. 2012. № 180. S. 102-105.
2. E.M. Bazelyan, YU.P. Rayzer. *Fizika molnii i molniezashchity*. М., FIZMATLIT, 2001. – 320 s.
3. Clifford D.W. Characteristics of Lightning Strikes to Aircraft. / *Proc. of the International Conference on Lightning and Static Electricity*. – Oxford, 25-30 March 1982. – P. A9-1 – A9-11.
4. Birger I.A., Mavlyutov R.R. *Soprotivlenie materialov: Uchebnoe posobie*.- М.: Nauka. 1986. – 560 s.

Сведения об авторах

Камзолов Сергей Константинович, 1941 г.р., профессор, доктор технических наук, профессор кафедры физики МГТУ ГА, автор более 120 научных работ, область научных интересов – воздействие разрядов атмосферного электричества на летательные аппараты и их молниезащита.

Новиков Сергей Михайлович, 1944 г.р., кандидат технических наук, профессор кафедры физики МГТУ ГА, автор более 60 научных работ, область научных интересов – воздействие молнии на авиационные конструкции и материалы.

Разумовский Анатолий Николаевич, 1940 г.р., кандидат технических наук, доцент кафедры физики МГТУ ГА, автор более 40 научных работ, область научных интересов – воздействие молнии на авиационные конструкции и материалы.