

УДК 629.7.02:539.4

## О НЕОБХОДИМОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КРИТЕРИЕВ СОПРОТИВЛЕНИЯ РАЗРУШЕНИЮ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

©2012 Ю. Л. Тарасов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)

Показано, что для обеспечения надежности элементов конструкции летательных аппаратов критерии сопротивления разрушению могут быть использованы на этапе проектирования.

*Надежность элементов конструкции, внезапные и постепенные отказы, сопротивление разрушению, повреждение.*

Из всех этапов создания летательных аппаратов (проектирование, изготовление, эксплуатация) наиболее важным является этап проектирования, так как здесь закладывается необходимый уровень надежности – вероятности безотказного функционирования элементов конструкции изделия в течение заданного срока службы в реальных условиях эксплуатации. На других этапах уровень надежности реализуется и расходуется.

В настоящей работе рассматривается методология использования критериев сопротивления разрушению материала при оценке и обеспечения надежности элементов конструкции самолетов с учетом эксплуатационных и конструктивно-технологических факторов на этапе проектирования. Эта проблема решается с учетом влияния совокупности конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов – с одной стороны, а также с учетом стохастического характера эксплуатационных нагрузок и рассеивания характеристик вязкости и прочности элементов конструкции – с другой стороны.

При этом анализируется прочностная надежность элементов конструкции изделия, под которой понимается вероятность отсутствия отказа из-за потери прочности за заданное время эксплуатации изделия. Надежность  $H(t)$  трактуется как вероятность пребывания функции качества

$V(\tau)$  в заданной области  $\Omega_0$  в течение требуемого времени  $t$ , то есть

$$H(t) = P[V(\tau) \in \Omega_0; 0 \leq \tau \leq t] \quad (1)$$

Вычислению функции надежности (1) предшествуют три этапа: схематизация системы и внешнего воздействия, решение задачи статистической динамики, выбор области допустимых состояний  $\Omega_0$ . При схематизации конструкция летательного аппарата представляется в виде системы соединенных между собой элементов. К одной группе относятся элементы конструкции, для которых недопустимо появление дефектов, к другой – конструкционные элементы с дефектами (непровары, поры, растрескивание), которые могут возникнуть как при изготовлении, так и в условиях эксплуатации – усталостные трещины.

При расчете надежности конструкции как сложной системы учитывается возможность постепенных отказов в результате длительного действия на конструкцию нагрузок разного уровня и внезапных отказов при действии максимальных нагрузок, возникающих при неблагоприятных, но вполне реальных условиях и режимах работы конструкции.

Это учитывается путем схематизации элемента конструкции в виде модели из двух последовательно соединенных фиктивных элементов, под которыми подразумевается реальный элемент, имеющий лишь один вид отказа – внезапный или постепенный.

Для оценки надежности летательных аппаратов необходима информация о том, как влияют условия эксплуатации, а также конструктивно-технологические факторы на положение границ области допустимых состояний  $\Omega_0$ .

Информация о влиянии условий эксплуатации и конструктивно-технологических факторов на характеристики конструктивных материалов необходима не только для оценки надежности, но и для обоснованного выбора материалов при проектировании, что является основой обеспечения заданного уровня надежности.

Вначале рассматривается методика оценки надежности элементов конструкций, к которым предъявляются требования отсутствия дефектов в виде трещин.

Учитывая возможность возникновения в элементе конструкции нормальных и касательных напряжений, за параметр состояния при внезапном отказе принимается эквивалентное напряжение, подсчитанное по одной из теорий прочности.

В процессе эксплуатации происходит износ материала конструкции из-за влияния условий эксплуатации. Поскольку величина предельно допустимых напряжений  $\sigma_{np}$  является случайной, то при наличии износа ее следует считать случайной функцией времени.

С учетом этого выражения характеризующее условие безотказной работы записывается в виде

$$H(t) = P[\sigma_{экс}(\tau) < \sigma_{np}(t); 0 \leq \tau \leq t]. \quad (2)$$

Следуя работам В.В. Болотина, нижняя оценка для функции надежности выражается через среднее число положительных выбросов за границу области распределения  $\sigma_{np}$  в единицу времени.

В процессе эксплуатации конструкции и взаимодействия с окружающей средой происходит ухудшение параметров ее качества, что связано с постепенным накоплением в конструкции повреждений, для описания поведения которых используются кумулятивные модели.

Для целого ряда конструкций недопустимо появление усталостных трещин при эксплуатации летательного аппарата. Тогда за постепенный отказ таких элементов конструкций целесообразно принять появление первой усталостной макротрещины длиной  $l_0$ . В этом случае за параметр состояния системы  $V(\tau)$  принимается длина усталостной трещины. Для неповрежденного элемента конструкции  $V(\tau)$  равна нулю и  $l_0$  - для разрушенного элемента. С учетом сказанного общее выражение (1) представляется в виде

$$H(t) = P[l(\tau) < l_0]. \quad (3)$$

Современные требования к конструкциям самолетов в отношении их массы и эффективности, а также принципы эксплуатации допускают местные повреждения в течение полного срока службы конструкции.

При достаточно больших поперечных размерах детали трещина развивается в ней неконтролируемо, практически мгновенно, если напряжение превышает некоторое критическое значение. Это предельное состояние и характеризуется вязкостью разрушения.

Разрушающие напряжения в элементах конструкции могут быть существенно ниже предела текучести из-за наличия концентраторов и начальных дефектов (микро- и макротрещин, включений и т.д.). За параметр состояния при внезапном отказе в этом случае принимается один из критериев механики разрушения: коэффициент интенсивности напряжений  $K$  или  $J$  - интеграл. Тогда граница области  $\Omega_0$  определяется характеристиками трещиностойкости  $K_{Ic}$  или  $J_{Ic}$ .

Из-за роста трещины величина  $J$  - интеграла является функцией времени. А в силу стохастического характера внутренних силовых факторов - случайной функцией. Тогда условие безотказной работы принимает вид

$$H(t) = P[J(\tau) < J_c; 0 \leq \tau \leq t]. \quad (4)$$

Отказ трактуется как выброс

случайного процесса  $J(\tau)$  за предельный уровень. Статистический анализ результатов эксперимента показал, что для различных материалов закон распределения  $f(J_c)$  может быть принят нормальным.

В качестве параметра состояния при постепенном отказе поврежденных элементов конструкций берется скорость роста трещины  $dl/dN$ . Тогда функция надежности для элементов конструкции, допускающих появление дефекта, запишется в виде

$$H(t) = P\left[\frac{dl}{dN}(\tau) < \left(\frac{dl}{dN}\right)_c; 0 \leq \tau \leq t\right]. \quad (5)$$

Граница области допустимых состояний  $(dl/dN)_c$  имеет стохастический характер и зависит от условий окружающей среды в процессе эксплуатации конструкции. Согласно разработанной методике функция надежности при постепенном отказе для элементов конструкции, допускающих развитие трещин, определяется с использованием пошагового принципа. Надежность всей конструкции летательного аппарата может быть рассчитана по формуле модели цепи

$$\frac{1}{H(t)} = \sum_{i=1}^m \frac{1}{H_i(t)} - (m-1), \quad (6)$$

где  $H_i(t)$  - надежность  $i$ -го элемента.

Результаты оценки надежности дают возможность обнаружить слабые элементы в случае недостаточного уровня надежности, а также элементы, надежность которых выше уровня, обусловленного тактико-техническими требованиями. Слабые элементы требуют усиления, а элементы конструкции с повышенным уровнем надежности можно при необходимости рассматривать как резерв массы. Изложенная методология может быть использована при оценке эффективности конструкторско-технологических решений. Согласно этой методологии предпочтение нужно отдавать тем вариантам решений, которые соответствуют наиболее высоким уровням надежности.

Использование методологии рассмотрено в работах [1, 2] применительно к конструкциям космических летательных аппаратов и к участкам газо-нефтепроводов.

### Библиографический список

1. Тарасов, Ю.Л. Надежность конструкций летательных аппаратов: Методология обеспечения [Текст] / Тарасов Ю.Л., Миноранский Э.И., Дуплякин В.М./М.: Машиностроение, 1991. – 230 с.
2. Перов, С.Н. Обеспечение надежности трубопроводных систем [Текст] / Перов С.Н., Аграфенин С.И., Скворцов Ю.В., Тарасов Ю.Л. – Самара: ООО «Издательство СНЦ», 2008. – 246 с.

## FRACTURE RESISTANCE CRITERIA IMPLEMENTATION WHILE SECURING RELIABILITY OF AIRPLANES STRUCTURAL COMPONENTS DURING DESIGN STAGE

© 2012 Yu. L. Tarasov

Samara State Aerospace University  
named after academician S.P. Korolev (National Research University)

It is shown that for fracture resistance criteria implementation while securing reliability of aircrafts structural components during design stage can be used.

*Reliability, structural components, abrupt and gradual failure, fracture resistance, damage.*

### Информация об авторе

**Тарасов Юрий Леонидович**, доктор технических наук, профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва

(национальный исследовательский университет). E-mail: [proch@ssau.ru](mailto:proch@ssau.ru). Область научных интересов: прочность, долговечность, надежность конструкций с учетом конструктивно-технологических и эксплуатационных факторов.

**Tarasov Yuriy Leonidovich**, doctor of technician science, professor, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev (National Research University). E-mail: [proch@ssau.ru](mailto:proch@ssau.ru). Area of research: strength, durability, reliability and structures for design and technological and operational factors.