

180° и повышению угловой скорости вращения приосевого вихря. Более высокая закрутка потока вызывает эжекцию воздуха из атмосферы, что не было отмечено для других моделей, но наблюдалось при экспериментах [3].

Библиографический список

1. Пиралишвили, Ш.А. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения [Текст] / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Поляев, М.Н. Сергеев; под ред. Леонтьева А. И. – М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. – 412 с.

2. Пиралишвили, Ш.А. Аэродинамика закрученного потока в вихревых горелках / Ш.А. Пиралишвили, А.И. Гурьянов, Ахмед Мамо Демена, С.М. Хасанов // Авиакосмическое приборостроение. 2007. №9. – С. 3–8.

3. Гурьянов, А. И. Вихревые горелочные устройства [Текст] / А.И. Гурьянов, О.В. Казанцева, М.В. Медведева, Ш.А. Пиралишвили // Инженерный журнал. – 2005. – № 5. – прил. – С. 8 – 15.

УДК 629.02:539.4

ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЕВ СОПРОТИВЛЕНИЯ РАЗРУШЕНИЮ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Тарасов Ю.Л.

Самарский государственный аэрокосмический университет

FRACTURE RESISTANCE CRITERIA IMPLEMENTATION WHILE SECURING RELIABILITY OF SPACECRAFT ENGINES STRUCTURAL COMPONENTS DURING DESIGN STAGE

Tarasov Yu.L. It is shown that for fracture resistance criteria implementation while securing reliability of spacecraft engines structural components during design stage can be used.

Из всех этапов создания двигателей 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 надежности элементов конструкции с учетом эксплуатационных и конструктивно-технологических факторов на этапе проектирования. Эта проблема решается с учетом влияния совокупности конструктивных, тех-

нологических 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 Ω_0 в течение требуемого времени t , то есть

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

Вычислению функции надежности (1) предшествуют три этапа: схематизация сис-

темы и внешнего воздействия, решение задачи статистической динамики, выбор области допустимых состояний Ω_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 Ω_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.

Рассмотрим вначале методику оценки надежности элементов конструкций, не допускающих появления дефекта в виде трещины, 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 эквива-

лентное напряжение, подсчитанное по одной из теорий прочности.

В процессе эксплуатации происходит износ материала конструкции из-за влияния условий эксплуатации. Поскольку величина предельно допустимых напряжений σ_{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. Болотова, нижняя оценка для функции надежности выражается через среднее число положительных выбросов за границу области распределения σ_{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 усталостная трещина. 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 летательным аппаратам в отношении их массы и эффективности не позволяют гарантировать отсутствие местных повреждений 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 состоя-

ние 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 принимается один из критериев механики разрушения: коэффициент интенсивности напряжений K или J - интеграл. Тогда граница области Ω_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

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

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

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

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

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

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

Эти 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. /Ю.Л. Тарасов Э.И. Миноранский, В.М. Дуплякин. - М.: Машиностроение, 1991. – 230 с.
2. Перов, С.Н. Обеспечение надёжности трубопроводных систем / С.Н. Перов, С.И. Аграфенин, Ю.В. Скворцов, Ю.Л. Тарасов. – Самара: ООО «Издательство СНЦ», 2008. – 246 с.