

КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВРЕЖДЕННОЙ ПЛАСТИНЫ ОБШИВКИ САМОЛЕТА

Студент гр. ПГ-31 (бакалавр) Охота Б. О.

Канд. техн. наук, ст. преподаватель Цыбульник С. А.

Национальный технический университет Украины

«Киевский политехнический институт им. И. Сикорского»

У каждого объекта есть свой ресурс (нормативный срок эксплуатации, во время которого гарантирована надежность конструкции). По истечении этого срока велика вероятность разрушения конструкции. Но объекты могут разрушаться не только по истечении нормативного срока эксплуатации. Причинами разрушения могут быть как технологические, так и эксплуатационные факторы, например, неправильный выбор материала, ошибки проектирования и производства. Последствиями преждевременного разрушения могут быть значительные материальные траты и человеческие жизни. Чтобы этого избежать, необходимо предотвратить развитие дефектов и повреждений.

Начальной стадией разрушения конструктивных элементов любой конструкции или сооружения является повреждение. Причинами их возникновения могут стать, например, внешние природные и техногенные воздействия, внутренние факторы, проявление дефектов, допущенных при проектировании, недостатки и нарушения правил эксплуатации. Внешним признаком повреждений являются трещины. Трещины могут быть вызваны рядом причин и иметь разные последствия, которые зависят от комбинации внешних и внутренних нагрузок. Раскрытие трещин в твердом теле может происходить разными путями. Это особенно актуально в условиях полета, когда трещина, либо дефект заклепочного соединения может привести к отрыву обшивки самолета.

Именно поэтому в данной работе проведено имитационное моделирование с использованием программного комплекса конечно-элементного моделирования ANSYS. Во внешней CAD-системе SolidWorks создано геометрическую модель пластины из авиационного алюминия 500 мм на 500 мм с заклепочным креплением по ее краям. Численное моделирование проходило для идеального случая неповрежденной пластины и бездефектного заклепочного соединения. Также промоделированы случаи наличия полуэллиптической трещины в пластине и отсутствия одной из заклепок в соединении. Для них определены характеристики вибрации и давления, при которых происходит раскрытие трещины и отрыв пластины соответственно.

В дальнейшем планируется провести имитационное моделирование передней части корпуса самолета с учетом вибраций и турбулентных воздушных потоков.