

ЗАВИСИМОСТЬ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ ОБШИВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОТ ЕЁ УДЛИНЕНИЯ

Введение. Запросы отечественной ракетно-космической промышленности в части проектирования средств выведения полезной нагрузки к Луне и планетам Солнечной системы, а также перспективных возвращаемых носителей определяют необходимость учёта усталостных характеристик конструкционных материалов. В частности, высокому динамическому воздействию могут быть подвергнуты листы обшивок панелей тяжёлонагруженных [1] хвостовых отсеков ракет космического назначения, отличающиеся различной геометрией (удлинением).

Цель работы – оценить влияние удлинения λ (отношения длины к ширине) обшивки хвостового отсека ракеты-носителя на её предел выносливости.

Виртуальные испытания унифицированных образцов. Для решения поставленной задачи в среде «*SolidWorks Simulation*» [2] были проведены испытания подобных друг другу образцов, геометрия которых показана на рис. 1а. Переменным фактором выступала длина рабочей части образца L . Материал образцов – сплав Д16чАТВ ОСТ1 90070-90, химический состав которого приведён в табл. 1.

Табл. 1. Массовое содержание легирующих компонентов сплава Д16чАТВ

Компонент	Cu	Mg	Mn	Fe
Доля, %	3,8-4,9	1,2-1,8	0,3-0,9	0,3

Образцы воспринимали чистый изгиб, испытания проводились по симметричному циклу. Результаты виртуальных испытаний образцов на выносливость представлены на рис. 1б, где введены следующие обозначения: σ_{-1} – предел выносливости унифицированного образца, d – диаметр его рабочей части.

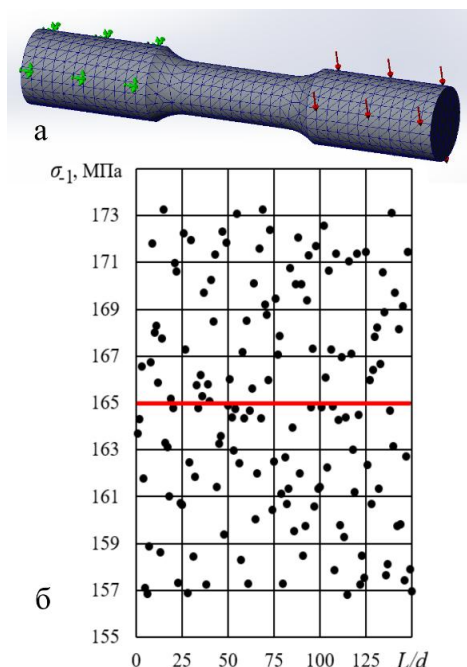


Рис. 1. Виртуальные испытания унифицированных образцов на выносливость: а – конечно-элементная реализация закрепления и нагружения; б – результаты испытаний

Как видим, с ростом удлинения унифицированного усталостного образца его предел выносливости варьируется незначительно – разброс составляет порядка 5% от медианного уровня (165 МПа).

Испытания обшивки на выносливость. Покажем, что сходные результаты справедливы для обшивочного листа фюзеляжа летательного аппарата.

В источнике [3] в качестве объектов испытаний на поперечную изгибную выносливость рассматривались обшивки толщиной 2 мм из алюминиевого сплава 2024 (химический состав идентичен приведённому в табл. 1). Листы различного удлинения λ (1,8 и 2,5) подвергались переменному нагружению по симметричному циклу. По результатам испытаний построен график, показанный на рис. 2. Здесь σ_a – амплитудное напряжение цикла, v – скорость образования усталостной трещины.

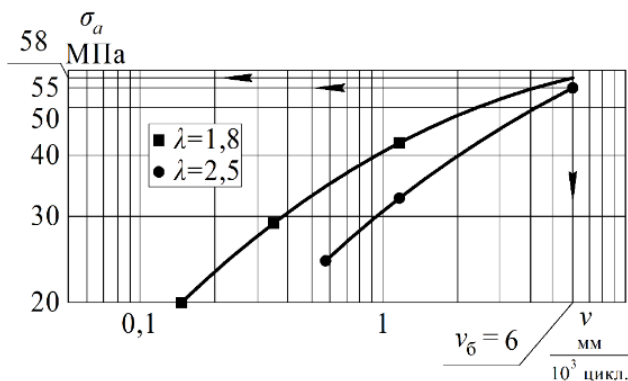


Рис. 2. Результаты испытания обшивки летательного аппарата на выносливость

Отметим, что индекс «б» для последней величины (v) соответствует некоторому наперёд заданному значению, по которому представляется возможным судить о предельных усталостных характеристиках конструкции.

Из графика (рис. 2) следует, что пределы выносливости $\sigma_a(v_6; \lambda = 1,8)$ и $\sigma_a(v_6; \lambda = 2,5)$ отличаются незначительно, расхождение составляет не более 5,2%. Этот результат хорошо коррелирует с результатами, полученными на унифицированных образцах.

Выводы и заключение. Результаты виртуальных испытаний унифицированных образцов переменного удлинения близки к результатам натуральных испытаний двух алюминиевых обшивок с различными соотношениями длины и ширины листа, что говорит об отсутствии значительного влияния удлинения обшивочного алюминиевого листа на его способность сопротивляться процессу усталости.

Таким образом, для подобного рода конструкций основным габаритным фактором выносливости является толщина материала исследуемого объекта.

Список использованных источников

1. Залаяев Р.А. Расчёт рамы маршевой двигательной установки с учётом динамического нагружения пульсирующей тягой // В сборнике трудов XXVI Всероссийского семинара по управлению движением и нави-

гации летательных аппаратов. – Самара: Издательство самарского университета, 2023. – С. 114-119.

2. King R.H. Finite Element Analysis with Solidworks Simulation. – Boston, MA: Cengage Learning, 2018. – 432 p.

3. Schijve J. Fatigue crack propagation in light alloy sheet material and structures. Advances in Aeronautical Sciences. Pergamon. 1962. – Pp. 387-408.

УДК 629.78

Е.А. Пупков, В.И. Куренков

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ РАСЧЁТ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПО ЗАДАНЫМ ЦЕЛЕВЫМ ПОКАЗАТЕЛЯМ

Введение. В настоящее время наблюдается тенденция сокращения времени проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) за счёт автоматизированного расчёта тех или иных проектных характеристик КА. При этом безусловно необходимо обеспечить требования по заданным целевым характеристикам космической системы наблюдения, в которую должен войти проектируемый КА ДЗЗ в качестве элемента этой системы. В качестве основного методического подхода к проектированию КА ДЗЗ выбран подход: «на основе компоновки КА «вокруг» оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК)» [1].

Формирование проектного облика КА из новых элементов. В качестве основной составной части КА ДЗЗ выбирается ОЭТК, который для КА оптического высокодетального оперативного наблюдения занимает наибольший объём и имеет наибольшую массу по сравнению с массами элементов других бортовых систем. Для этого сначала задаётся высота орбиты, выбирается оптическая схема телескопа, производится габаритно-массовый расчёт ОЭТК, обеспечивающий заданные показатели линейного разрешения на местности, ширины полосы обзора и др. Производится расчёт потребных (для реализации) значений массы, габаритов и энергетики элементов систем приёма, преобразования, хранения и передачи видеoinформации. Далее производится расчёт потребных (для реа-