

УДК 629.7.015.4

## ИССЛЕДОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ УЧЕТА ДАВЛЕНИЯ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ, ЗАКРЕПЛЕННОЙ НА ДНИЩЕ БАКА

Пересыпкин К.В., Пересыпкин В.П., Каргин Н.Т.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П.Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Жесткость крепления двигательной установки (ДУ) – важный параметр ракетного блока, влияющий на работу системы управления и на прочность конструкции при динамических воздействиях. В связи с этим на жесткость крепления ДУ накладывается проектное ограничение, которое часто формулируется на основе частоты нижнего тона собственных колебаний ДУ на жесткости крепления к корпусу ракеты-носителя. В ряде ракет-носителей ДУ крепится на днище нижнего топливного бака (рис.1). Для проектов ракет-носителей с таким креплением ДУ необходимо проводить расчеты собственных колебаний ДУ на жесткостях пилон ДУ и днища топливного бака. Моделирование собственных колебаний целесообразно выполнять численно, поскольку эта конструкция представляет собой сложную пространственную систему, не поддающуюся идеализации до уровня простых аналитических моделей. В этой работе моделирование выполняется методом конечных элементов с помощью комплекса программ MSC.MD Nastran.

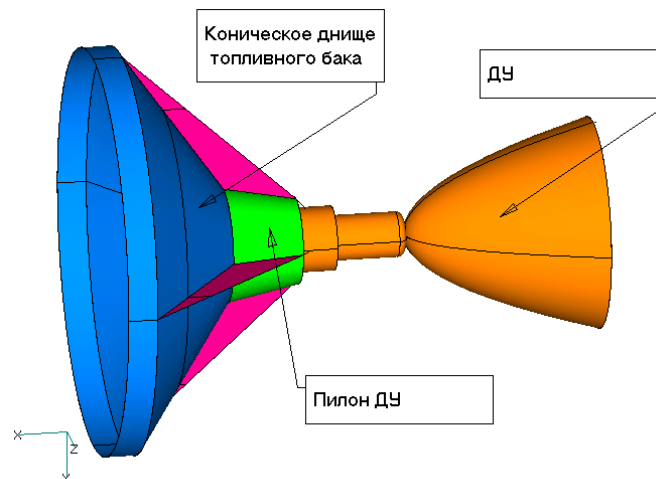


Рисунок 1. Пример крепления ДУ на днище топливного бака

В полете на днище бака действует давление со стороны топлива. Эта нагрузка может изменить геометрию днища топливного бака и следовательно его жесткость. Кроме того, напряжения в днище, обусловленные давлением, и без изменения геометрии могут изменить частоты собственных колебаний, как это происходит при натяжении струны. С этой точки зрения давление внутри бака должно быть учтено.

С другой стороны, учет давления приведет к усложнению расчетных работ, поскольку расчет собственных колебаний должен проводиться для преднагруженного состояния конструкции, полученного в ходе нелинейного статического анализа. Это потребует привлечения расчетчика с высокой квалификацией. Кроме того, давление в баке может меняться от одного расчетного случая к другому, что усложнит проектные работы. С этой точки зрения хотелось бы избежать учета давления при расчете собственных колебаний ДУ.

Для оценки того насколько необходим в этой задаче учет давления, в этой работе выполнено исследование влияния давления в топливном баке на примере конструкции крепления ДУ топологически похожей на конструкцию одной из ракет-носителей среднего

класса, разрабатываемых на предприятии ГНПРКЦ “ЦСКБ-Прогресс”. Диаметр ракетного блока в этом примере взят около 3 м, а величина внутрибакового давления 5 атм. Использовалась конечно-элементная программа MSC.Marc, позволяющая решать задачи с большой нелинейностью.

Формы колебаний с учетом и без учета внутреннего давления представлены на рисунках 2 и 3. При учете давления нижняя собственная частота увеличилась с 9,01 Гц до 9,43 Гц.

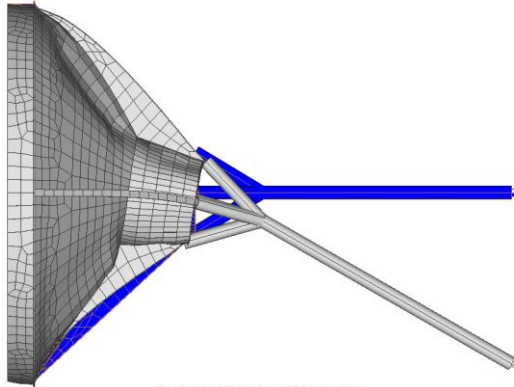


Рисунок 2. Первая форма собственных колебаний ДУ на жесткости днища бака без учета избыточного давления внутри бака. Собственная частота 9,01 Гц

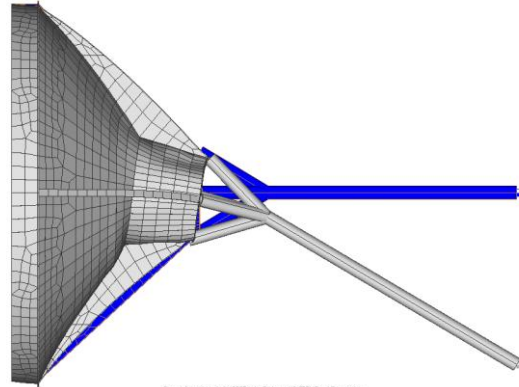


Рисунок 3. Первая форма собственных колебаний ДУ на жесткости днища бака с учетом избыточного давления внутри бака. Собственная частота 9,43 Гц

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Учет внутрибакового давления привел к изменению частоты нижнего тона собственных колебаний ДУ в пределах 5%.
2. Если принять допущение о том, что внутрибаковое давление не влияет на частоты собственных колебаний ДУ, то с точки зрения ограничения крепления на жесткость ДУ это допущение будет являться допущением в запас.

Таким образом, при расчете собственных колебаний ДУ для конструкции, подобной рассмотренной в этой работе, учет внутрибакового давления необязателен.

УДК 629.785

## ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА КАК ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Потапов В.И.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П.Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для запуска на околоземные орбиты малых спутников массой до 150 кг возможно использование двухступенчатой авиационно-космической системы, первой ступенью которой является сверхзвуковой самолёт-носитель (СН). В качестве сверхзвукового самолёта-носителя может использоваться существующий сверхзвуковой истребитель МиГ-31.

Поскольку при запуске ракеты-носителя желательно иметь максимальную скорость СН, то рассматривалась задача о максимуме скорости на пассивном участке движения при заданном положительном угле наклона траектории и нефиксированной высоте.