

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.

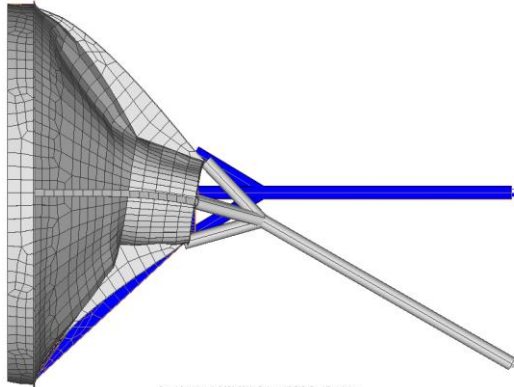


Рисунок 2. Первая форма собственных колебаний ДУ на жесткости днища бака без учета избыточного давления внутри бака. Собственная частота 9,01 Гц

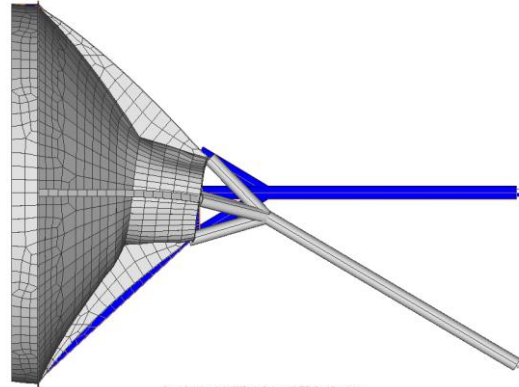


Рисунок 3. Первая форма собственных колебаний ДУ на жесткости днища бака с учетом избыточного давления внутри бака. Собственная частота 9,43 Гц

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.

При исследовании движения рассматривалось два участка: активный (с работающей силовой установкой - СУ и силой тяги) и пассивный (с выключенной СУ и отсутствием силы тяги).

На активном участке СН из режима горизонтального полёта начинает криволинейный набор высоты. Управляющим параметром является нормальная скоростная перегрузка  $n_{ya}$ . Активный участок продолжается до тех пор, пока не будет достигнута предельная высота работы СУ, составляющая 21 км. После выключения СУ наступает пассивный участок, на котором движение определяется программой управления  $C_{ya}(t)$  - зависимостью коэффициента аэродинамической подъёмной силы  $C_{ya}$  от времени  $t$ .

С использованием формализма принципа максимума была определена структура номинальной программы управления, которая предполагает сначала полёт с максимальным значением коэффициента подъёмной силы, а потом его резкое снижение до минимального значения. В качестве более простой номинальной программы берётся двухступенчатая программа управления коэффициентом подъёмной силы.

Начальное значение коэффициента  $C_{ya1}$  принимается равным значению, соответствующему окончанию активного участка движения. Конечное значение коэффициента  $C_{ya2}$  принимается равным нулю.

Конечные условия движения на активном участке, определяющие начальные условия пассивного участка (скорость  $V_n$ , угол наклона траектории  $\theta_n$  и высота  $h_n$ ), приведены в таблице 1.

Таблица 1. Конечные условия движения на активном участке и коэффициент подъёмной силы

$n_{ya}$	2	3	4	5
$\theta, град$	20,5	32,2	37,4	39,2
$V, м/с$	661	556	480	446
$C_{ya}$	0,6	1,0	1,0	1,0

Варьируя время переключения  $t_{II}$  от начального времени пассивного участка движения  $t_n = 0$  до конечного времени  $t_k$ , соответствующего достижению заданного значения конечного угла наклона траектории  $\theta_k$ , можно определить диапазон достижимых конечных скоростей  $V_k$  и соответствующих им высот  $h_k$ .

Результаты моделирования движения с номинальной программой управления приведены на рисунках 1 и 2. Показаны зависимости конечной высоты  $h_k$  и конечной скорости  $V_k$  от времени переключения  $t_{II}$  для различных значений перегрузки  $n_{ya}$  и для конечных значений угла наклона траектории  $\theta_k = 20^\circ$  и  $\theta_k = 30^\circ$ , соответственно.

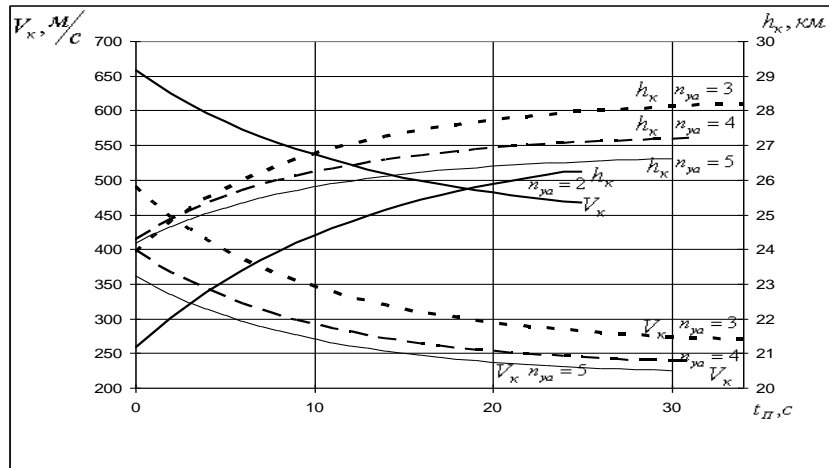


Рисунок 1. Зависимости  $h_k, V_k$  от  $t$  для  $n_{ya} = 2, 3, 4, 5$  при  $\theta_k = 20^\circ$

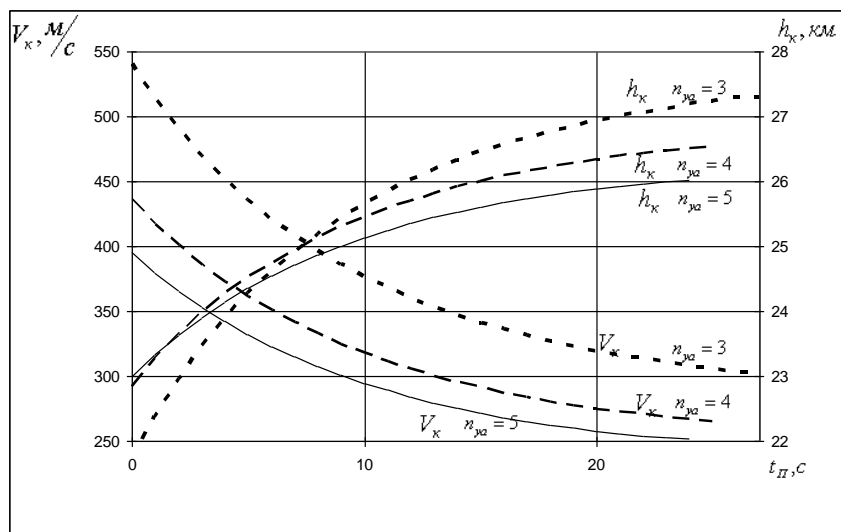


Рисунок 2. Зависимости  $h_k, V_k$  от  $t$  для  $n_{ya} = 3, 4, 5$  при  $\theta_k = 30^\circ$

Для конечного значения угла наклона траектории  $\theta_k = 20^\circ$  (рис. 1) достижимые условия запуска второй (ракетной) ступени характеризуются диапазоном максимальной конечной скорости от 650 м/с при конечной высоте 21 км ( $n_{ya} = 2$ ) до максимальной конечной высоты 28 км при конечной скорости 270 м/с ( $n_{ya} = 3$ ). Для большего конечного значения угла наклона траектории  $\theta_k = 30^\circ$  (рис. 2) максимальная конечная скорость равная 540 м/с при конечной высоте 22 км и максимальная конечная высота равная 27,5 км при конечной скорости 300 м/с соответствует  $n_{ya} = 3$ .