

## РАСЧЁТ РАМЫ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С УЧЁТОМ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩЕЙ ТЯГОЙ

В настоящей статье проводится расчёт и определение в первом приближении облика рамы маршевой двигательной установки первой ступени ракеты-носителя среднего класса с учётом динамического нагружения пульсирующей тягой. В качестве аналога в работе выбран вариант реактивной двигательной установки «РД-180» [1], с креплением данного двигателя к шпангоуту бака горючего.

В качестве конструкционного материала рамы маршевой двигательной установки использовалась сталь 30ХГСА по ГОСТ 4543-2016 [2].

В условиях реального полёта ракеты-носителя тяга двигательной установки складывается из двух элементов [3]:

$$P(t) = P_{осн}(t) + P_{пульс}(t), \quad (1)$$

где  $P_{осн}$  – основная составляющая силы тяги;

$P_{пульс}$  – пульсирующая (колебательная) составляющая силы тяги;

$t$  – текущее значение времени.

Вычисление основной составляющей силы тяги может быть проведено по методике, изложенной в работе [4].

Пульсирующее слагаемое тяги имеет физическую природу [3]. Аналитическое решение является сложной инженерной задачей и в рамках проектировочных расчётов значение  $P_{пульс}(t)$  может быть

принято случайной колебательной функцией времени. В работе [3] предлагается следующая аппроксимирующая зависимость пульсирующей составляющей силы тяги:

$$P_{пульс}(t) = A(t) \cos(\omega(t)t), \quad (2)$$

где  $A$  – амплитуда пульсаций тяги;

$\omega(t)$  – циклическая частота колебаний.

Оценку амплитуды пульсаций тяги проводили по эмпирическим данным, полученным по результатам испытаний двухкамерного жидкостного двигателя [3]. Максимально опасным будет нагружение рамы с наибольшей амплитудой пульсаций тяги при низкой циклической частоте. Опытным путём найдена функция амплитуды при круговой частоте  $\omega = 12,57$  рад/с [3]

$$A(t) = 2,115 \cdot 10^{-3} P_{осн}(t).. \quad (3)$$

На рис. 1 приведены графики динамических нагрузок, воспринимаемых модернизируемой рамой двигательной установки, построенные с учётом выражений (1) – (3).

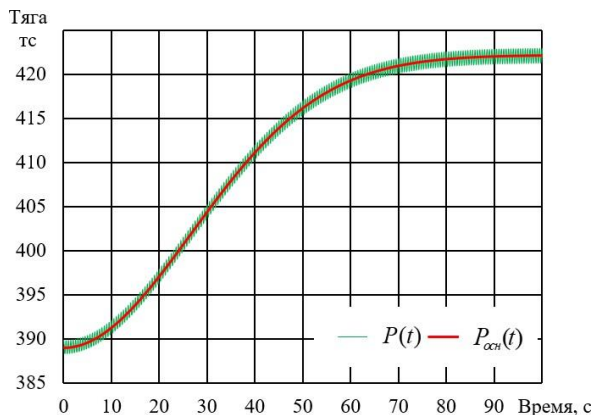


Рис. 1. Зависимость силы тяги двигателя нижней ступени от времени

В дальнейших вычислениях коэффициент безопасности принят равным 1,2 [4]. При расчёте предполагалось равномерное распределение силы тяги на все опоры рамы (рис. 2).

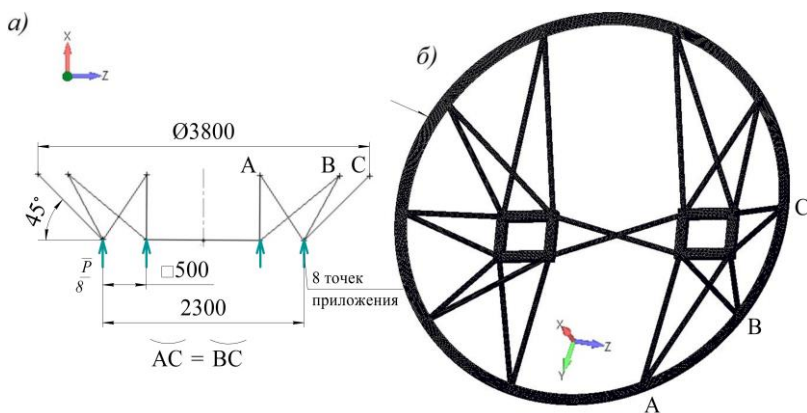


Рис. 2. Расчётная схема рамы:  
 а – геометрия осевых линий стержней рамы;  
 б – конечно-элементная модель

Силой веса двигателя пренебрежём в силу малости отношения этой силы к силе тяги двигателя.

Количество стержней рамы двигателя принято равным количеству стержней рамы двигателя ракеты-носителя «Atlas V» [1], а угол наклона периферийных стержней рамы к продольной оси ракеты –  $45^\circ$  [5]. Геометрия осевых линий стержней рамы показана на рис. 2,а.

Поперечное сечение стержней рамы принят круглым кольцевым с внешним диаметром 48 мм и толщиной 10 мм [1]. Размер конечного элемента (рис. 2 б) принят таким, чтобы на одной балке располагалось не менее 10 конечных элементов [6].

Расчётная конечно-элементная модель, представленная на рис. 2,б, включает имитаторы жёсткости смежных конструктивных

групп: стыковой шпангоут бака горючего и части корпусов карданных подвесов в упрощённом исполнении.

На рис. 3 показана картина деформаций рамы при моделировании наиболее опасного расчётного случая. Окружностью красного цвета выделена опасная зона, в которой эквивалентные напряжения имеют максимум.

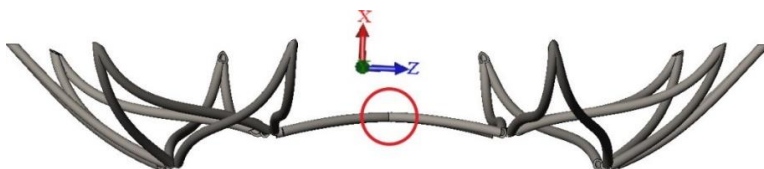


Рис. 3. Деформированное состояние рамы при максимальной расчётной тяг двигателя

Нормальные и касательные максимальные напряжения вычислялись многократным дискретным точечным моделированием, а затем аппроксимировались согласно [7]. На рис. 4 приведена зависимость наибольших нормальных напряжений. Аналогичным образом вычислялись и наибольшие касательные напряжения.

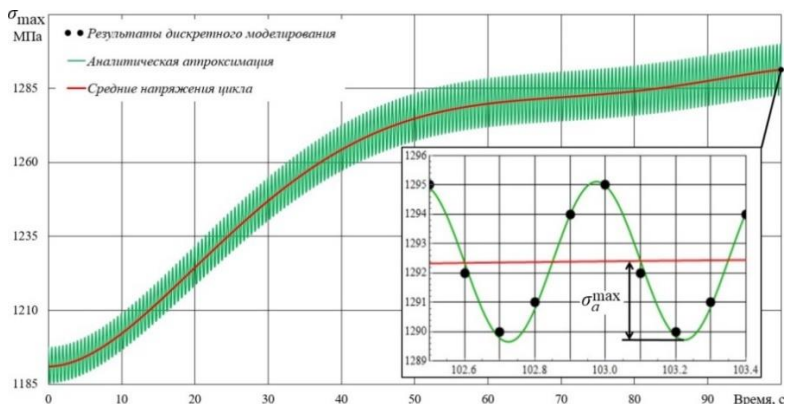


Рис. 4. Зависимость наибольших нормальных напряжений в раме двигателя от времени

В настоящей работе определяли коэффициенты запаса по формулам [8]:

$$\eta_R = \frac{\eta_\sigma \eta_\tau}{\sqrt{\eta_\sigma^2 + \eta_\tau^2}}, \eta_p = \frac{P_{-1}}{\frac{K_\sigma}{K_d K_f K_v} P_a^{\max} + \psi_p P_m^{\max}}, p = \sigma, \tau. \quad (4)$$

Вычисления по выражениям (4) позволяют сделать вывод о рациональном выборе конструктивных параметров рамы маршевого двигателя в первом приближении [4], так как коэффициенты  $\eta_\sigma$  и  $\eta_\tau$ , равны соответственно 1,098 и 2,552, а результирующий запас выносливости составляет 1,009.

Таким образом, показано, что целесообразно использовать подход к проектированию рам двигателей ракет-носителей с учётом динамических нагрузок.

### *Библиографический список*

1. РД-180 – ракетный двигатель носителя «Атлас» [Электронный ресурс] / НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко. – 2017. – URL: <http://www.engine.space/dejatelnost/engines/rd-180> (дата обращения: 21.04.2023).
2. Абибов, А.Л. Технология самолётостроения / А.Л. Абибов [и др.]. – Москва: Машиностроение, 1982. – 551 с.
3. Жеребчиков, С.Н. Анализ вибрационных характеристик жидкостных ракетных двигателей с использованием иерархии математических моделей, оценка пульсационных нагрузок: дисс. канд. техн. наук: 01.02.06: защищена 08.02.06 / Жеребчиков Сергей Николаевич. – Москва, 2005. – 32 с.
4. Савельев, Л.М. Прочность летательных аппаратов / Л.М. Савельев, И.С. Ахмедьянов. – Самара: СГАУ, 2012. – 274 с.

5. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных характеристик и формирование конструктивного облика / В.И. Куренков. – Самара: СГАУ, 2015. – 448 с.

6. Пересыпкин, К.В. Компьютерный инженерный анализ / К.В. Пересыпкин, В.П. Пересыпкин, Е.А. Иванова. – Самара: СГАУ, 2012. – 94 с.

7. Дрейпер, Н.Р. Прикладной регрессионный анализ / Н.Р. Дрейпер, Г. Смит. – Москва: Диалектика, 2016. – 912 с.

8. Сургутанова, Ю.Н. Расчёты брусев на прочность и устойчивость / Ю.Н. Сургутанова [и др.]. – Самара: Самарский университет, 2017. – 112 с.

629.78(075)

*Куренков В.И.*

## **КРИТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ЗАЯВЛЕННЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ ЗАРУБЕЖНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ**

Одним из важных вопросов, возникающих в процессе проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли, является вопрос об обеспечении заданных показателей детальности (проекция пикселя – GSD, линейного разрешения на местности – ЛРМ и др.). Существуют методики оценки детальности наблюдения [1–5 и др.], однако результаты расчёта для российских и зарубежных космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) несколько отличаются, так как в них используются различные методические подходы и исходные данные.

**Цель настоящей статьи** – сравнить расчётные и заявленные показатели детальности отечественных и зарубежных космических