

ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТЕРЖНЕВОЙ КОНСТРУКЦИИ КРЕПЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА МЕЖОРБИТАЛЬНОМ БУКСИРЕ

© 2018 г. Синявский В.В.^{1,2}, Смердов А.А.¹

¹Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

²Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана) 2-я Бауманская ул., 5/1, г. Москва, Российская Федерация, 105005, e-mail: bauman@bmstu.ru

Освоение Луны является одним из перспективных направлений развития космонавтики. Также, помимо этого, важнейшей задачей является снижение стоимости транспортировки полезных грузов с низких орбит на более высокие. Межорбитальный многоразовый буксир с электрической ракетной двигательной установкой может служить эффективным решением для достижения обеих этих целей.

Конструкция межорбитального многоразового буксира представляет собой многосекционную крупногабаритную ферму. Такие конструкции имеют несколько варьируемых параметров — диаметр стержней, толщина стенки стержня, количество секций, радиус основания конструкции. При проектировании крупногабаритных космических стержневых конструкций необходимо определение проекта с максимальными динамическими характеристиками и минимальной массой. В данной работе с использованием методов оптимизации решается задача нахождения оптимального, с точки зрения минимума массы, проекта стержневой конструкции, при соблюдении требования к минимальному значению первой собственной частоты.

Также решается задача переходного динамического нагружения конструкции крепления электроракетного двигателя при запуске двигателя. Определяется зависимость максимальных эквивалентных напряжений от времени.

Ключевые слова: ферменные конструкции, многоразовый межорбитальный буксир, динамические характеристики, оптимальное проектирование.

DYNAMIC PROPERTIES OF THE FRAME STRUCTURE FOR MOUNTING AN ELECTRICAL PROPULSION THRUSTER ONTO AN ORBITAL TRANSFER VEHICLE

Sinyavskiy V.V.^{1,2}, Smerdov A.A.¹

¹S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

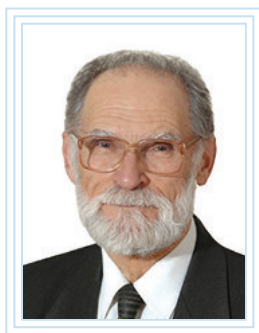
²Bauman Moscow State Technical University (Bauman MSTU) 5/1 2nd Bauman str., Moscow, 105005, Russian Federation, e-mail: bauman@bmstu.ru

Lunar exploration is one of the major future development paths for spaceflight. Also, besides that, one of the most important tasks is to reduce the cost of transporting payloads from low orbits to higher orbits. A reusable orbital transfer vehicle with electrical rocket propulsion system can be an effective solution for achieving both of these objectives.

The reusable orbital transfer vehicle structure is a multi-section large truss. Such structures have several variable parameters such as: diameter of the rods, rod wall thickness, number of sections, the radius of the base of the structure. When designing large space frame structures, it is necessary to determine the design with the maximum dynamic properties and the minimal mass. This work uses optimization methods to solve the problem of finding the design of the frame structure that is optimal from the standpoint of mass minimization while meeting the requirement to minimize the first natural frequency.

It also solves the problem of transient dynamic loads on the structure of the electrical thruster mount during thruster firing. The time dependence of the maximum equivalent stresses is determined.

Key words: truss structures, reusable orbital transfer vehicle, dynamic characteristics, optimal design.



СИНЯВСКИЙ В.В.



СМЕРДОВ А.А.

СИНЯВСКИЙ Виктор Васильевич — доктор технических наук, профессор, научный консультант РКК «Энергия», профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru

SINYAVSKIY Viktor Vasilyevich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Scientific Consultant at RSC Energia, Professor at Bauman MSTU, e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru

СМЕРДОВ Алексей Андреевич — аспирант, инженер-конструктор 1 категории РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

SMERDOV Aleksey Andreevich — Post-graduate, Engineer-designer 1 category at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

Одним из перспективных направлений развития космонавтики является освоение Луны с созданием обитаемых лунных баз с соответствующей инфраструктурой, орбитальной лунной посещаемой станции, добывающе-перерабатывающих комплексов с мощной энергетикой [1]. Первоочередной задачей в таком случае является создание эффективной транспортной системы для доставки грузов, в т. ч. неделимых, большой массы (до 30 т), с орбиты Земли на орбиту Луны [1–2].

Многоразовое использование элементов транспортной системы является одним из важнейших способов повышения

эффективности транспортных операций в космосе. Ядерные электроракетные двигательные установки позволяют создать многоразовый межорбитальный буксир (ММБ) и тем самым повысить эффективность многозвенной космической транспортной системы.

Многоразовый межорбитальный буксир представляет собой транспортный космический летательный аппарат нового поколения, использующий для создания тяги электроракетную двигательную установку (ЭРДУ) [3]. Общий вид и состав ММБ представлен на рис. 1.

С целью снижения массы радиационной защиты от излучения реактора ядерной энергетической установки (ЯЭУ)

приборно-агрегатный отсек, ЭРДУ и транспортируемый полезный груз удалены от ЯЭУ на достаточно большое расстояние (25–50 м, в зависимости от мощности ЯЭУ). Электроракетный двигатель (ЭРД) соединяется с ЯЭУ с помощью протяженной многосекционной стержневой конструкции, консольно закрепленной на буксире. При значительной массе ЭРД и большом расстоянии между ЭРД и буксиром проектирование такой конструкции представляет собой отдельную задачу, решению которой посвящена данная работа.

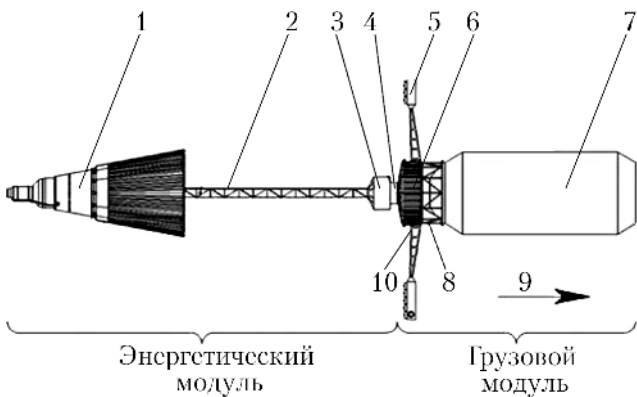


Рис. 1. Общий вид многоразового межорбитального буксира (ММБ): 1 – ядерная энергетическая установка; 2 – ферма системы отведения (трос системы безударного раскрытия и силовые кабели не показаны); 3 – приборно-агрегатный отсек; 4 – стыковочное устройство; 5 – секции электроракетного двигателя (ЭРД); 6 – отсек электроракетной двигательной установки с системой хранения и подачи рабочего тела; 7 – грузовой контейнер с полезным грузом; 8 – узел разделения ММБ и грузового контейнера; 9 – направление вектора силы тяги; 10 – ферма крепления ЭРД к ММБ

Первой задачей являлось исследование влияния параметров стержневой конструкции на первую собственную частоту [4–7]. Второй задачей был анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) стержневой конструкции. При этом расчетным случаем являлся переходный процесс включения ЭРД. Третья задача состояла в проведении оптимального проектирования стержневой конструкции минимальной массы с ограничением на минимальное значение первой собственной частоты.

Описание расчетной модели

Расчет проводился методом конечных элементов. Модель выполнена из балочных элементов и закреплена по всем степеням свободы на нижнем торце. На верхнем торце закреплена сосредоточенная масса, имитирующая ЭРД. При исследовании

динамических характеристик и НДС рассматривалось два типа ферменных конструкций, представленных на рис. 2.

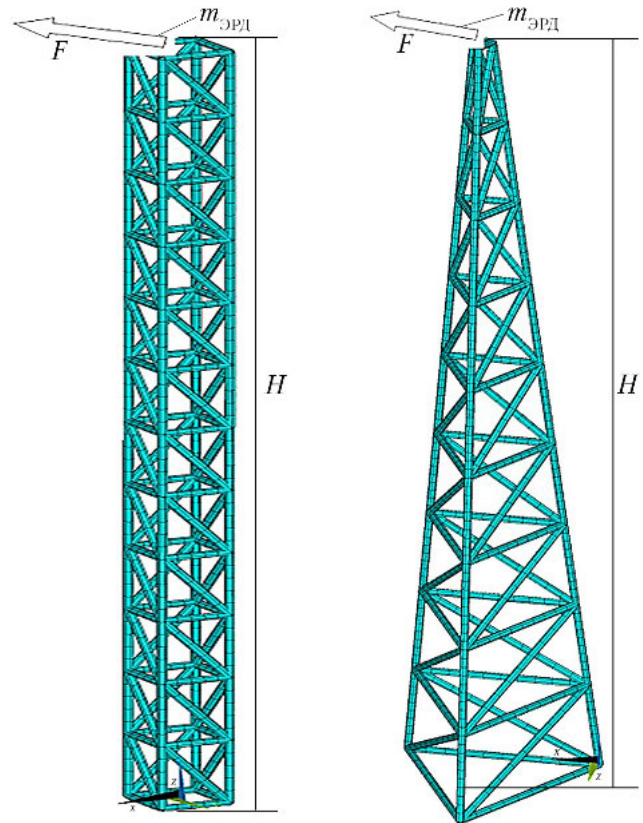


Рис. 2. Конечноэлементные модели ферменных конструкций крепления электроракетного двигателя
Примечание. $H = 50$ м; $m_{ЭРД} = 70$ кг.

Помимо расчета динамических характеристик также проводился поверочный расчет НДС оптимального проекта фермы. Расчетный случай – переходный процесс включения двигателя и достижения номинального значения тяги. Зависимость тяги ЭРД от времени, принятая в качестве исходных данных, представлена на рис. 3.

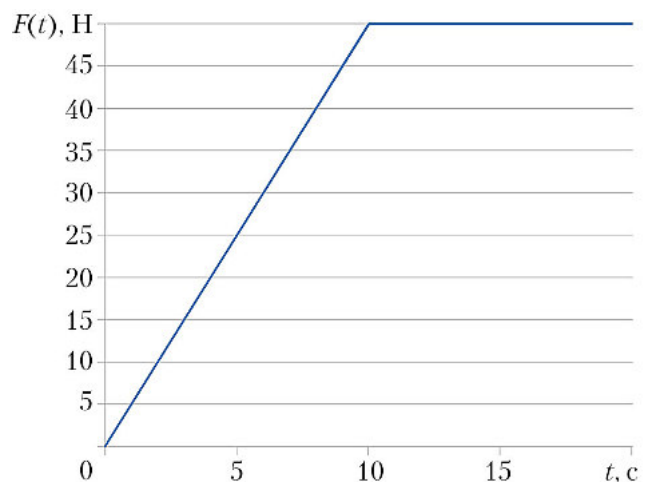


Рис. 3. Зависимость тяги электроракетного двигателя от времени

Масса перспективного ЭРД, имеющего тягу 50 Н, определялась экстраполяцией имеющихся данных о различных разработанных ЭРД и принималась равной 70 кг. На рис. 4 представлена экстраполяционная зависимость тяги ЭРД от массы.

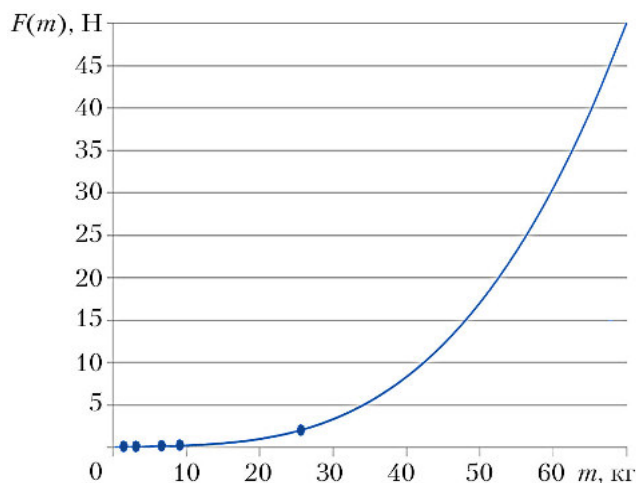


Рис. 4. Зависимость тяги электроракетного двигателя от его массы

Примечание. Синими точками отмечены характеристики стационарных плазменных двигателей, разработанных КБ «Факел» [8].

Параметры фермы принимались следующими: $H = 50$ м — высота фермы; $m_{\text{ЭРД}} = 70$ кг — масса ЭРД; $m = 200$ кг — масса фермы; $d_1 = 50$ мм — внутренний диаметр стержней.

При фиксированных массе конструкции и диаметре стержней толщина стержней изменяется в зависимости от параметров конструкции согласно выражению:

$$h = \frac{(d_2 - d_1)}{2},$$

где внешний диаметр стержней d_2 определяется следующим уравнением:

$$d_2 = \sqrt{\frac{4m}{\rho l \pi + d_1^2}},$$

где ρ — плотность материала; l — общая длина стержней.

При проектировании в качестве конструкционного материала рассматривался алюминиевый сплав АМгб.

Результаты параметрического анализа динамических характеристик и НДС

При расчетах варьировались R — радиус основания и k_p — количество продольных секций конструкции. Количество

продольных секций принималось от 1 до 20 для обоих типов секций. Для конструкции с параллелепипедными и пирамидальными секциями радиус варьировался в пределах 1...14 м и 1...10 м, соответственно.

Стоит отметить, что при малом числе продольных секций длина стержней измеряется десятками метров, что, конечно же, конструктивно и технологически нереализуемо. Однако включение этих вариантов в область параметрического анализа было сделано с целью более глубокого понимания влияния варьируемых параметров на характер колебаний и значения первой собственной частоты, для чего и нужен параметрический анализ.

На рис. 5 представлена зависимость первой собственной частоты от количества продольных секций и радиуса основания. Характерные формы колебаний для всех возможных проектов представлены на рис. 6.

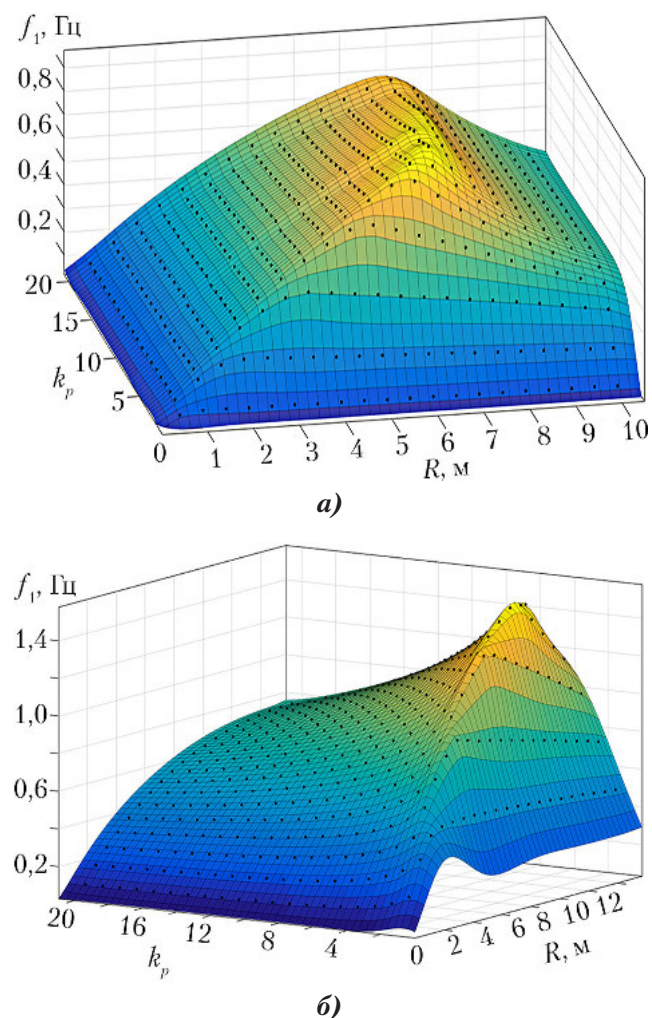


Рис. 5. Зависимость первой собственной частоты f_1 от количества продольных секций k_p и радиуса основания конструкции с параллелепипедной (а) и пирамидальной (б) секциями



Рис. 6. Формы колебаний проектов конструкции с параллелепipedными секциями с параметрами $R = 2$ м, $k_p = 20$ (а); $R = 11$ м, $k_p = 4$ (б) и пирамидальными секциями с параметрами $R = 0,5$ м, $k_p = 3$ (в); $R = 7$ м, $k_p = 7$ (з)

Для некоторых проектов с характерными балочной и оболочечной формами колебаний был проведен расчет НДС при переходном процессе включения двигателя. Зависимость максимальных эквивалентных напряжений в конструкции от времени представлена на рис. 7. Так как данные проекты обладают максимальной и минимальной первой собственной частотой, свойства всех остальных проектов находятся в диапазоне между ними.

Оптимальное проектирование

Конечной целью исследования динамических характеристик конструкции является проведение оптимального проектирования. Параметрический анализ в таком случае является первым этапом, позволяющим в первом приближении понять зависимость характеристик конструкции от ее параметров.

Постановка задачи оптимизации.

Варьируемыми параметрами принимались следующие: k_p — количество продольных секций; R — радиус основания конструкции; d — диаметр стержней; h — толщина стержней. Данные параметры варьировались в следующих диапазонах: $10 \leq k_p \leq 20$; $2 \leq R \leq 10$ м; $40 \leq d \leq 100$ мм; $1,5 \leq h \leq 3,0$ мм.

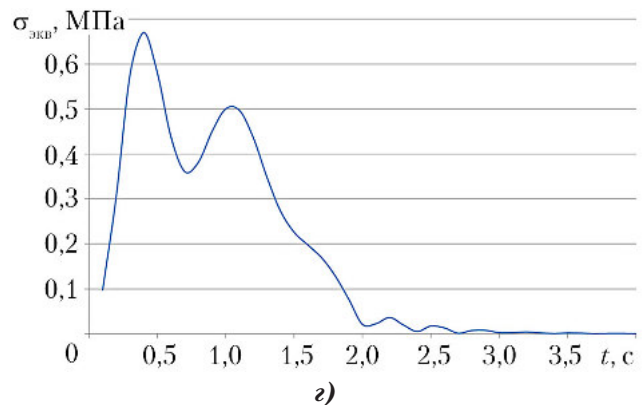
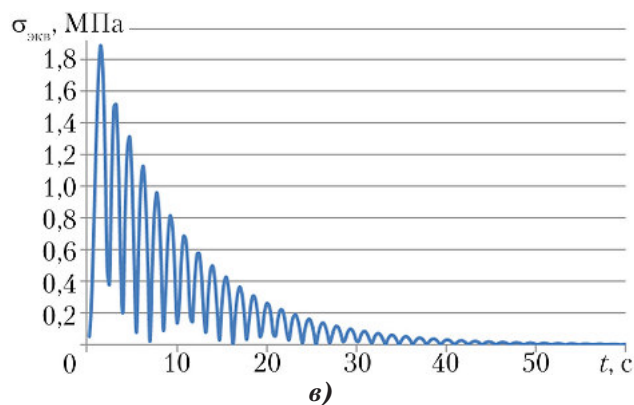
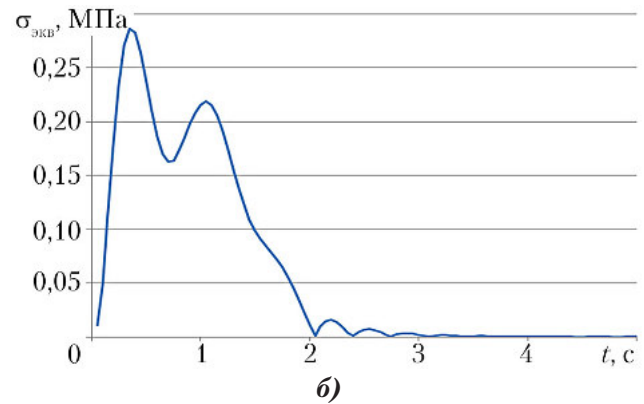
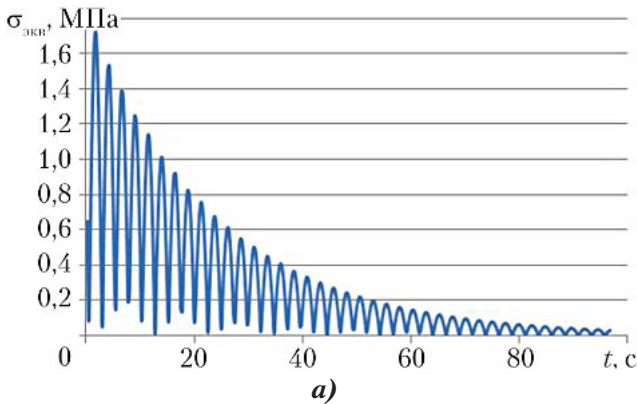


Рис. 7. Зависимость максимальных эквивалентных напряжений от времени при переходном процессе включения двигателя: конструкции с параллелепipedными секциями с параметрами $R = 2$ м, $k_p = 20$ (а); $R = 11$ м, $k_p = 4$ (б) и пирамидальными секциями с параметрами $R = 0,5$ м, $k_p = 3$ (в); $R = 7$ м, $k_p = 7$ (з)

Среди численных методов проведения оптимального проектирования выделяется группа методов глобального поиска, которые направлены на исследование всей области допустимого изменения варьируемых параметров. Центральное место в этой группе занимает *глобальный перебор*, когда перебираются все возможные реализации проектируемого изделия и производится сравнение их критериев качества. Если варьируемые параметры непрерывны, то возможно проведение глобального перебора по сетке, нанесенной в пространстве поиска. Глобальный перебор — единственный численный метод, который в самом общем случае может гарантировать обнаружение глобального оптимума [9–10].

Критериями качества в данной задаче являются значение массы конструкции m и первой собственной частоты f_1 . В данной задаче требовалось найти конструкцию минимальной массы, обеспечивающую выполнение условия $f_1 \geq 1$ Гц.

Решение задачи оптимального проектирования. Поскольку данная задача решалась численно, применение глобального перебора привело бы к значительным затратам машинного времени, необходимого для нахождения оптимального проекта. Варьирование всех четырех параметров приводит к $\sim 10^4$ проектов, а расчет каждого из них занимает несколько секунд. Таким образом, расчет всех проектов занял бы десятки часов. Применение метода сгущения сетки поиска позволяет ускорить решение данной задачи в десятки раз.

Суть метода заключается в итерационном поиске оптимального проекта с уменьшением сетки около оптимального проекта на предыдущей итерации. Схема реализации метода глобального поиска со сгущением сетки для двумерного пространства варьируемых параметров поиска показана на рис. 8. Сначала на грубой сетке в пределах заданного диапазона поиска $f_{1\min}$, $f_{1\max}$ и $f_{2\min}$, $f_{2\max}$ для параметров f_1 и f_2 , соответственно, проводится расчет и находится оптимальный проект, которому соответствуют значения $f_{1\text{opt}(1)}$ и $f_{2\text{opt}(1)}$. Далее, от данного проекта как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения параметра откладывается интервал, равный половине шага варьирования параметра на предыдущей итерации. Данный интервал ограничивает поиск оптимального

проекта на следующей итерации. При этом также уменьшается шаг. Таким образом, на второй итерации находится оптимальный проект с параметрами $f_{1\text{opt}(2)}$ и $f_{2\text{opt}(2)}$. Количество итераций поиска определяется проектантом.

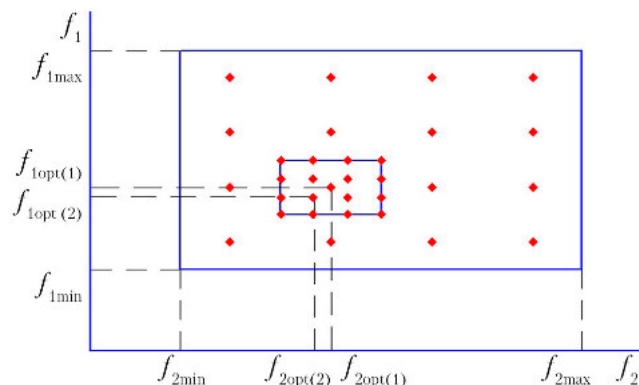


Рис. 8. Метод сгущения сетки поиска

В данной задаче проводилось две итерации, на каждой из которых рассчитывалось три значения для каждого варьируемого параметра. В табл. 1 и 2 приведены характеристики некоторых проектов и значения их параметров, рассчитанные на первой и второй итерациях. В табл. 1 и 2 проекты отсортированы по возрастанию массы конструкции.

Таким образом, оптимальным проектом для конструкции как с параллелепипедными, так и с пирамидальными секциями является проект 5. Видно, что оптимальный проект второй итерации на десятки процентов более выгоден с точки зрения минимума массы, чем оптимальный проект первой итерации, что говорит об эффективности применения метода ускорения поиска для проведения оптимального проектирования.

Помимо этого стоит отметить, что при проведении оптимального проектирования стержневых конструкций с обоими типами секций машинное время составило не более получаса. В данной задаче повышение размерности на единицу приводит к увеличению количества проектов и, как следствие, машинного времени, примерно в пять раз. Таким образом, при условии применения методов ускорения поиска оптимального проекта является вполне реализуемым проведение оптимального проектирования стержневых конструкций такого рода с варьированием шести-семи параметров, что говорит о довольно широких возможностях применения метода конечных элементов в задаче оптимального проектирования стержневых конструкций.

Результаты итерационного расчета

Номер проекта	Параллелепипедная секция				Пирамидальная секция			
	Итерация 1		Итерация 2		Итерация 1		Итерация 2	
	f_1 , Гц	m , кг	f_1 , Гц	m , кг	f_1 , Гц	m , кг	f_1 , Гц	m , кг
1	1,02	752	—	—	1,05	380	—	—
2	1,05	942	—	—	1,08	410	—	—
3	1,02	762	—	—	1,02	419	—	—
4	1,00	1 050	—	—	1,05	453	—	—
5	—	—	1,00	570	—	—	1,02	304
6	—	—	1,01	605	—	—	1,00	314
7	—	—	1,00	627	—	—	1,04	317
8	—	—	1,00	580	—	—	1,04	320
9	—	—	1,02	618	—	—	1,02	328
10	—	—	1,01	641	—	—	1,03	332

Таблица 2

Параметры проектов

Номер проекта	Параллелепипедная секция				Пирамидальная секция			
	k_p	R , м	d , мм	h , мм	k_p	R , м	d , мм	h , мм
1	11	4	80	1,5	9	4	40	2
2	11	4	60	2,5	9	4	60	1,5
3	11	4	60	2	12	4	40	2
4	14	4	60	2,5	12	4	60	1,5
5	9	4	50	1,87	7	4	35	1,9
6	9	4	50	2	8	4	35	1,9
7	10	4	50	2	7	4	40	1,8
8	9	4	55	1,75	7	4	35	2
9	9	4	55	1,87	8	4	40	1,8
10	10	4	55	1,87	8	4	35	2

Выводы

Параметрический анализ динамических характеристик стержневой конструкции крепления ЭРД показал, что при варьировании геометрических параметров динамические и прочностные характеристики конструкции могут изменяться в разы. Также меняется и сам характер колебаний и деформирования.

Проведение параметрического анализа численным методом позволяет проанализировать возможные свойства и предпочтительные значения параметров конструкции перед более подробной проработкой конструкции.

Использование пирамидальных секций при определенных соотношениях между геометрическими характеристиками позволяет существенно повысить значение первой собственной частоты. При этом максимальное значение напряжений при переходном динамическом процессе также существенно снижается, а при затухании колебаний уменьшается практически до нуля.

Метод конечных элементов может быть эффективно применен для оптимального проектирования многосекционных стержневых конструкций. При этом для обеспечения достаточно небольшого машинного времени эффективным является применение метода ускорения поиска оптимального

проекта, к примеру, метода сгущения сетки поиска. В таком случае является возможным определение оптимальной конструкции с варьированием четырех и более параметров.

Список литературы

1. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4–15.

2. Косенко А.Б., Синявский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84.

3. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25–45.

4. Jones T.C., Bart-Smith H., Mikulas M., Watson J. Finite element modeling and analysis of large pretensioned space structures // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2007. V. 44. № 1. P. 183–193.

5. Синявский В.В., Смердов А.А., Лаврищев С.С. Исследование влияния параметров ферменной секции на напряженно-

деформированное состояние и динамические характеристики каркаса космических солнечных батарей // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 76–81.

6. Смердов А.А., Лаврищев С.С. Исследование напряженно-деформированного состояния и динамических характеристик крупногабаритного каркаса космических солнечных батарей // Молодежь. Техника. Космос. Статьи и доклады IX Всероссийской молодежной науч.-техн. конф. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2017. 111 с.

7. Смердов А.А. Исследование влияния параметров ферменной секции на динамические и прочностные характеристики фермы двигательной установки малой тяги межорбитального буксира // Тезисы докладов XXI Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов. Королёв: РКК «Энергия», 2017. Т. 2. С. 50–51.

8. ФГУП ОКБ «Факел». Режим доступа: http://www.fakelrussia.com/index.php?option=com_content&view=category&layout=blog&id=32&Itemid=166&lang=ru (дата обращения 05.09.2018 г.).

9. Баничук Н.В., Кобелев В.В., Рикардс Р.Б. Оптимизация элементов конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 224 с.

10. Смердов А.А. Основы оптимального проектирования композитных конструкций. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 88 с.

Статья поступила в редакцию 17.09.2018 г.

Reference

1. Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavskiy V.V. *Perspektivy i effektivnost' primeneniya kosmicheskikh yaderno-energeticheskikh ustanovok i yadernykh elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok* [Prospects and efficiency in application of space nuclear power plants and nuclear electrorocket propulsion systems]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2013, no. 1, pp. 4–15.

2. Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. *Tekhniko-ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoy elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovki dlya obespecheniya bol'shikh gruzopotokov pri osvoenii Luny* [Technical and economic efficiency of employing a reusable space tug based on a nuclear electric propulsion system to support intensive cargo traffic for lunar exploration]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2013, no. 2, pp. 72–84.

3. Sinyavskiy V.V. *Nauchno-tekhnicheskiiy zadel po yadernomu elektroraketnomu mezhorbital'nomu buksiru «Gerkules»* [Advanced technology for nuclear electric propulsion orbital transfer vehicle Hercules]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2013, no. 3, pp. 25–45.

4. Jones T.C., Bart-Smith H., Mikulas M., Watson J. *Finite element modeling and analysis of large pretensioned space structures*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 1, pp. 183–193.

5. Sinyavskiy V.V., Smerdov A.A., Lavrishchev S.S. *Issledovanie vliyaniya parametrov fermennoy seksii na napryazhenno-deformirovannoe sostoyanie i dinamicheskie kharakteristiki karkasa kosmicheskikh solnechnykh batarey* [Study of the effect of the truss section parameters on the stressed-strained state and dynamic characteristics of the framework of space solar arrays]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 4, pp. 76–81.

6. Smerdov A.A., Lavrishchev S.S. *Issledovanie napryazhenno deformirovannogo sostoyaniya i dinamicheskikh kharakteristik krupnogabaritnogo karkasa kosmicheskikh solnechnykh batarey* [Study of the stressed-strained state and dynamic characteristics of a large-sized framework of space solar arrays]. *Molodezh'. Tekhnika. Kosmos. Stat'i i doklady IX Obshcherossiyskoy molodezhnoy nauch.-tekhn. konf. Saint-Petersburg, Balt. gos. tekhn. un-t publ.*, 2017. 111 p.

7. Smerdov A.A. *Issledovanie vliyaniya parametrov fermennoy seksii na dinamicheskie i prochnostnye kharakteristiki fermy dvigatel'noy ustanovki maloy tyagi mezhorbital'nogo buksira* [Study of the effect of the truss section parameters on dynamic and strength characteristics of the truss of a low thrust propulsion system of the inter-orbit tug]. *Tezisy dokladov XXI Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov. Korolev, RKK «Energiya»*, 2017. Vol. 2, pp. 50–51.

8. FGUP OKB «Fakel». Available at: http://www.fakel.russia.com/index.php?option=com_content&view=category&layout=blog&id=32&Itemid=166&lang=ru (accessed 05.09.2018).

9. Banichuk N.V., Kobelev V.V., Rikards R.B. *Optimizatsiya elementov konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov* [Optimization of structural elements made of composite materials]. *Moscow, Mashinostroenie publ.*, 1988. 224 p.

10. Smerdov A.A. *Osnovy optimal'nogo proektirovaniya kompozitnykh konstruktsiy* [Fundamentals of optimal design of composite structures]. *Moscow, MGTU im. N.E. Bauman publ.*, 2006. 88 p.