

УДК: 534.1, 629.78
OECD: 02.03.AI

Анализ вибрационного воздействия на полезную нагрузку ракеты-носителя «Днепр»

Артеменко Д.Е.^{1*}, Сятчихин А.А.², Олейников А.Ю.³

¹Магистрант, ²Старший преподаватель, ³К.т.н., доцент,

^{1,3}Кафедра «Экология и производственная безопасность»,

²Кафедра «Ракетостроение»,

^{1,2,3}Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»

им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, РФ

Аннотация

Актуальность данной работы обусловлена новым витком развития ракетно-космической техники, в частности активным использованием многоразовых систем, для которых вибрации могут приводить к усталостному накоплению повреждений в элементах конструкции, а также продолжающимся применением старых ракет-носителей для вывода новых космических аппаратов, для которых большое вибрационное воздействие может оказать негативный эффект. Целью работы является расчет вибрационного воздействия на полезную нагрузку выбранной ракеты-носителя, анализ характеристик возникающей вибрации и, при необходимости, предложение мероприятий по ее уменьшению. Задачами являются: поиск и анализ теоретических сведений о методах расчета вибрационного нагружения полезной нагрузки; проведение численных расчетов с использованием программного обеспечения Ansys. Полученные данные и результаты показали, что полезная нагрузка при использовании рассмотренного адаптера не нуждается в защитных мероприятиях из-за малых частот колебаний. Дальнейшим вектором развития данной работы может стать применение большего числа исходных данных и рассматриваемых параметров. Это позволит использовать меньше допущений на разных этапах расчета и даст возможность получить более точные и достоверные значения искомых величин.

Ключевые слова: вибрация, космический аппарат, ракета-носитель, вынужденные колебания, двигательная установка

Analysis of vibration on payload of the ‘Dnepr’ launch vehicle

Artemenko D.E.^{1*}, Syatchihin A.A.², Oleinikov A.Yu.³

¹Master student, ²Senior Lecturer, ³PhD, Associate Professor,

^{1,3}Department of Ecology and Industrial Safety,

²Department of Rocket Engineering,

^{1,2,3}Baltic State Technical University ‘VOENMEH’, St. Petersburg, Russia

Abstract

The relevance of this work is due to the new round of development of rocket and space technologies, in particular, the active use of reusable systems, for which vibrations can lead to fatigue accumulation of damage in structural elements, as well as the continued use of old launch vehicles for the launch of new spacecraft, for which a large vibration can have a negative effect. The purpose of the work is to calculate the vibration effect

*E-mail: e5m1201@voenmeh.ru (Артеменко Д.Е.)

on the payload of selected launch vehicle, analyze the characteristics of the resulting vibration and, if necessary, propose measures to reduce it. The tasks are: search and analysis of theoretical information about methods of calculating the vibration loading of the payload; conducting numerical calculations using the Ansys software. The obtained data and results showed that the payload does not need protective measures when using the considered adapter due to the low vibration frequencies. Further research vector of this work could be the use of more initial data and parameters to be considered. This would allow for fewer assumptions to be made at different stages of the calculation and would provide more accurate and reliable values for desired quantities.

Keywords: vibration, spacecraft, launch vehicle, forced vibrations, propulsion system

Введение

Нежелательные вибрации, появляющиеся при эксплуатации различной техники, зачастую представляют большую проблему, решение которой может быть достаточно сложным и комплексным процессом. Подобная картина наблюдается в ракетно-космической технике (РКТ), т.к. вибрационное воздействие, возникающее при старте летательных аппаратов космического назначения и при их последующем движении, является очень интенсивным, что может приводить как к нарушениям режима работы приборов и агрегатов, так и к разрушению отдельных элементов и последующему уничтожению всей системы. При проведении пилотируемых запусков вибрация также может оказывать значительное негативное (хоть и кратковременное) воздействие на экипаж корабля.

Нежелательные колебания и вибрации приносили трудности с самого начала развития ракетной техники и продолжают до сих пор, что подтверждают многие источники [1]-[2]. Поэтому в настоящее время при разработке РКТ решению проблемы вибрации уделяется большое значение. Причем происходит постепенный переход к вопросу о циклической прочности конструкции из-за развития систем многоразового использования из-за их долгосрочной финансовой выгоды [3]. Если для уже разработанных и активно используемых ракетных систем вопрос вибрации можно считать относительно решенным, то для вновь разрабатываемых, более мощных, аппаратов приходится рассматривать задачу практически с нуля. Проводятся различные испытания по определению вибрационных характеристик образцов на специальных стендах или с помощью программных комплексов (виртуальные испытания).

В данной работе производится расчет в программном комплексе Ansys вибрационного нагружения на полезную нагрузку, передающегося через корпус ракеты-носителя (РН) от двигательной установки (ДУ). Для расчетов была выбрана ракета-носитель легкого класса «Днепр» (рисунок 1). Она была выбрана в качестве объекта исследования из-за наличия информации в открытом доступе, из-за относительно простой компоновочной схемы (тандем) и достаточно малых размеров по сравнению с РН среднего и тяжелого класса. Рассматриваемым периодом полета выбрано время работы первых двух ступеней РН.

Первым этапом расчетов является определение частот и амплитуд вынужденных поперечных колебаний части корпуса РН, к которому крепится полезная нагрузка, с учетом изменения массы системы со временем из-за сгорания топлива во время работы первых двух ступеней.

Вторым этапом является моделирование поведения системы «адаптер-космический аппарат» при приложении вибрационной нагрузки к основанию адаптера. Также на этом шаге проверяется возможность возникновения резонанса из-за совпадения

частот действующей нагрузки и собственной частоты адаптера с установленным на нем космическим аппаратом (КА).

Третий этап представляет собой анализ полученных результатов и предложение мероприятий, направленных на снижение вибрационного воздействия ДУ на полезную нагрузку, если полученные данные будут свидетельствовать о превышении вибросукоренных предельных величин [4].

При расчетах используются следующие допущения:

- работа ДУ является основным фактором, вызывающим механическую вибрацию;
- воздействие акустического и аэродинамического нагружений не учитывается из-за малого времени их воздействия (по сравнению со временем работы ДУ обеих ступеней);
- ударные нагрузки при разделении ступеней не рассматриваются.

1 Определение частот и амплитуд вынужденных колебаний корпуса ракеты-носителя

Для определения поперечных вынужденных колебаний части корпуса РН, к которой присоединяется адаптер, представим ее в виде балки, состоящей из трех сегментов (трех ступеней), как показано на рисунке 2 [4]. Массы ДУ и ПН введены в виде сосредоточенных масс, а масса топлива распределена по длине каждой ступени. ДУ первой ступени работает 130 с и создает вибрационное нагружение частотой 9,75 Гц, ДУ второй ступени работает 190 с частотой 8,6 Гц. Результаты расчетов показаны на рисунках 1-3.

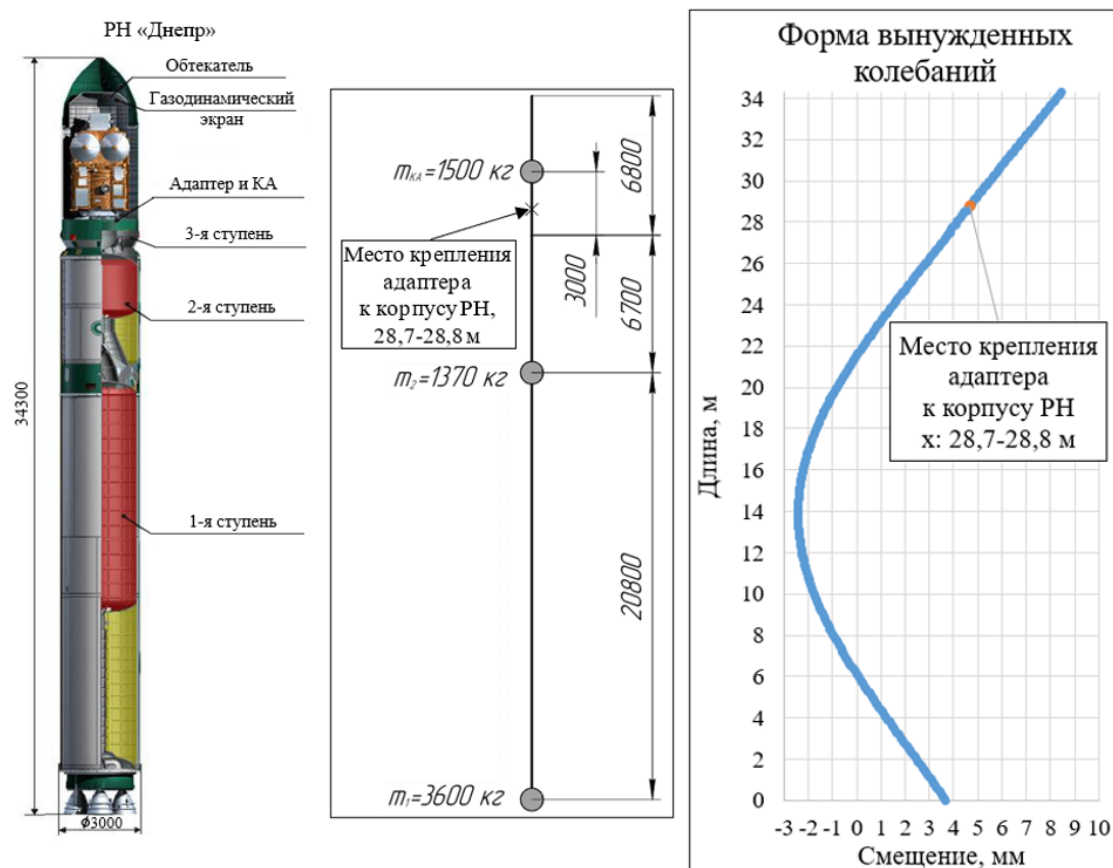


Рисунок 1 – Внешний вид РН «Днепр», её расчетная схема в виде трёхсегментной балки и рассчитанная форма вынужденных колебаний

В вынужденных колебаниях с сопротивлением всегда имеет место запаздывание фазы колебаний по сравнению с фазой вынуждающей силы. Аналогичное явление наблюдается и в рассматриваемой модели: параметры колебаний верхней части корпуса РН отличаются от параметров вынуждающей силы.

Согласно руководству пользователя РН «Днепр» [5] основные частоты поперечных колебаний лежат в диапазоне 1-5 Гц, при этом при расчете получается диапазон частот 1,32-3,16 Гц, как показано на рисунках 2-3. Это говорит о правдивости результата и возможности применения балочной модели корпуса для расчета частот вынужденных колебаний. Амплитуды колебаний лежат в диапазоне 2,4-4 мм.

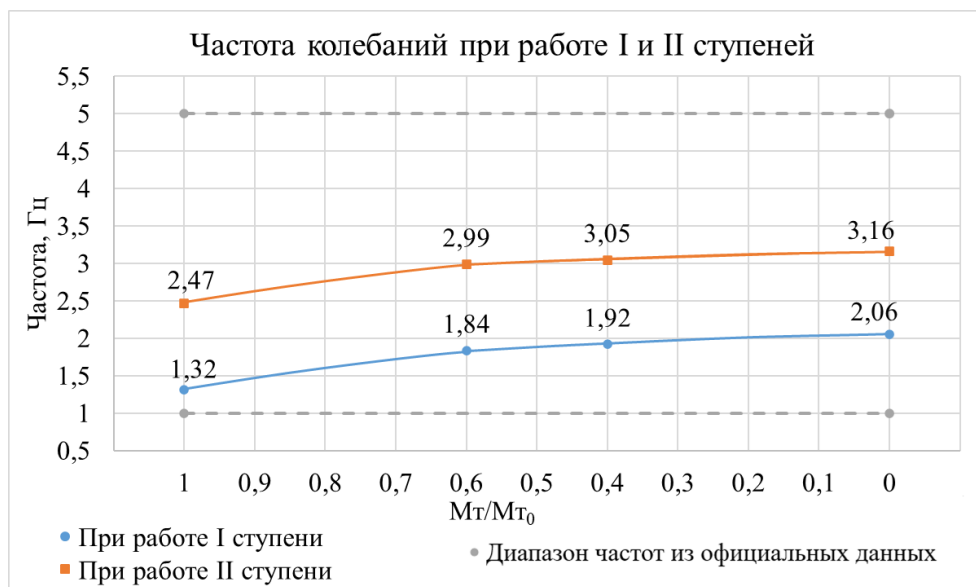


Рисунок 2 – Изменение частоты колебаний части корпуса РН, к которой присоединяется адаптер, при работе I и II ступеней, M_t/M_{t0} – отношение текущей массы топлива к начальному

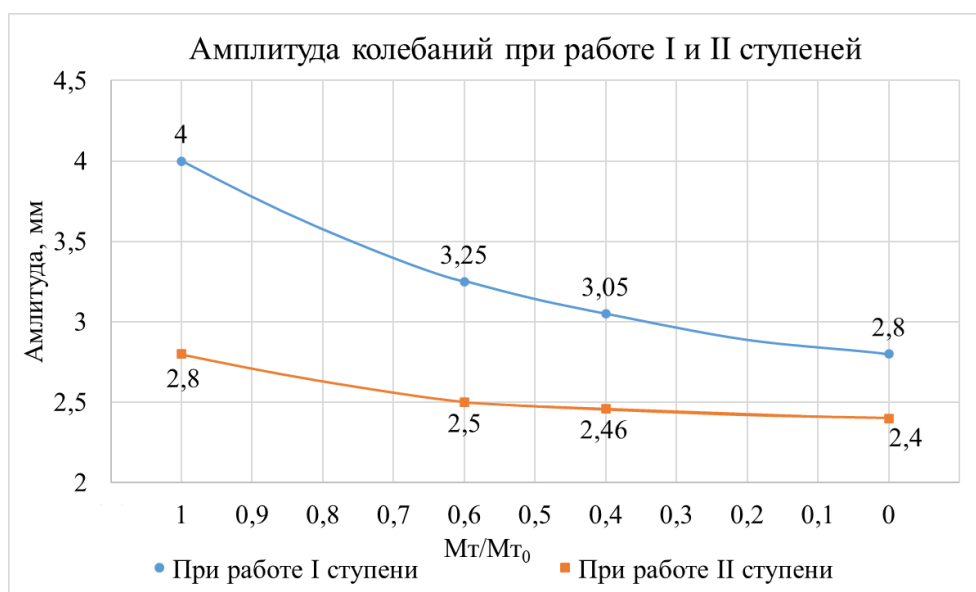


Рисунок 3 – Изменение амплитуды колебаний части корпуса РН, к которой присоединяется адаптер, при работе I и II ступеней, M_t/M_{t0} – отношение текущей массы топлива к начальной

2 Расчет поведения адаптера с полезной нагрузкой при колебаниях верхней части корпуса ракеты-носителя

В данной работе рассматривается универсальный адаптер, предназначенный как для одиночного, так и группового выведения КА (рисунок 4) [6]. Расчетная модель адаптера представляет собой ферму (рисунок 5), составленную из демпфирующих стержневых элементов. Узлы соединений не моделируются и заданы в виде жестких соединений стержней между собой.

КА имитируется как абсолютно твердое тело в виде габаритного груза размерами $1 \times 1 \times 1,5$ м, центр масс которого совпадает с центром масс реального спутника. Масса КА – 1500 кг. Соединение с адаптером происходит посредством дополнительных стержней, которые соединяют верхний ярус адаптера с нижним основанием КА в четырех точках.

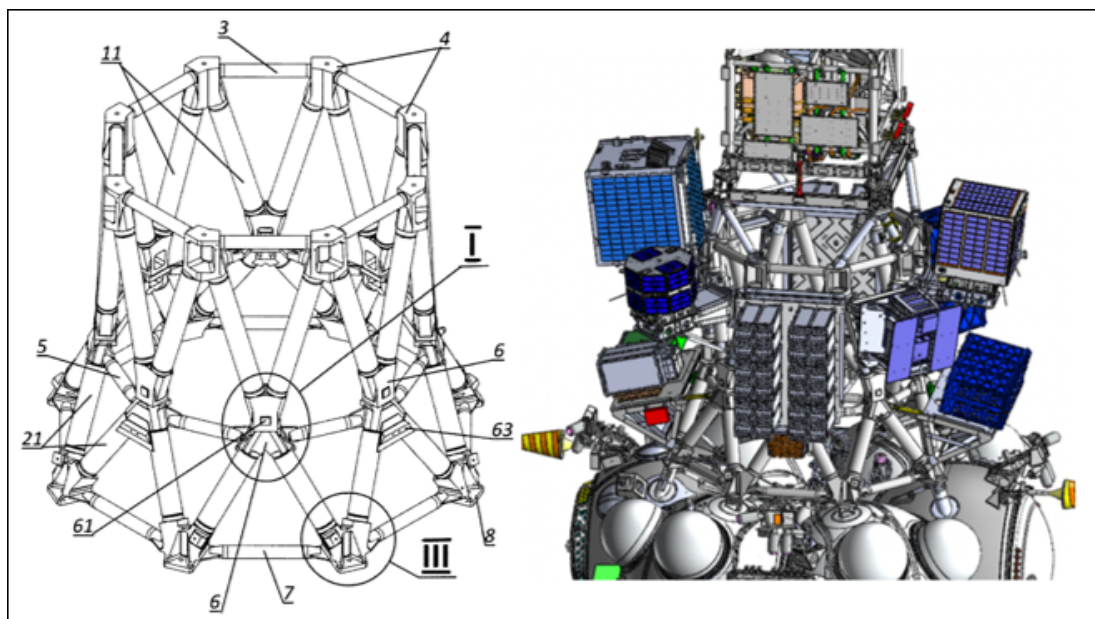


Рисунок 4 – Внешний вид рассматриваемого адаптера и пример применения

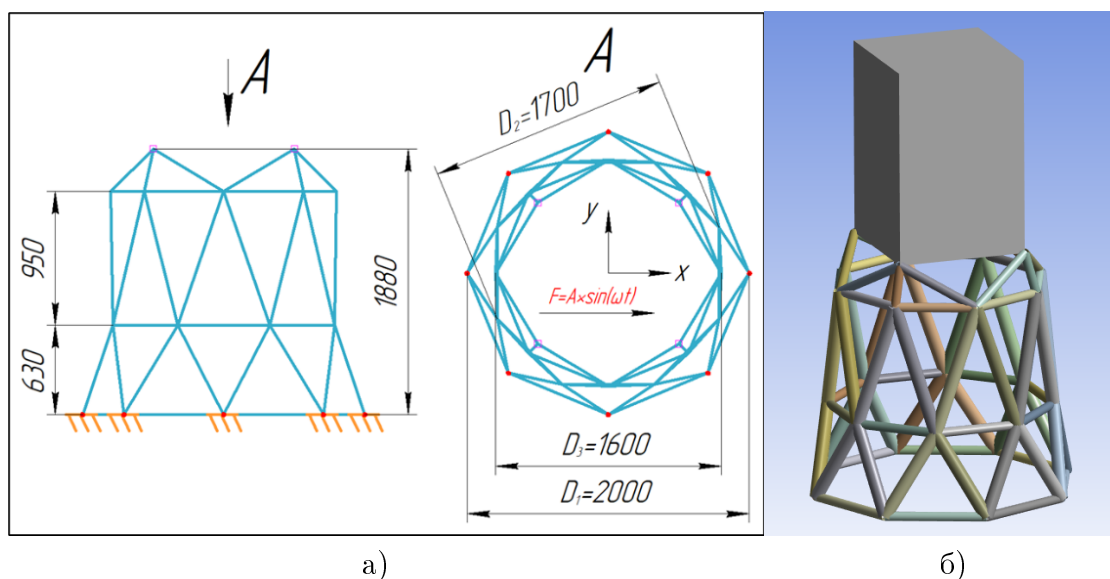


Рисунок 5 – а) Расчётная схема адаптера, квадраты – узлы крепления КА к адаптеру;
б) модель адаптера в Ansys

Вибронагружение происходит с использованием ранее рассчитанных параметров вибрации для нижнего яруса адаптера. Нагрузка задана в виде гармонической функции и прикладывается по оси X. Всего рассматривается 4 расчётных случая, соответствующие началу и концу работы I и II ступеней. Результаты расчета представлены на рисунках 6-7.

Если отклик конструкции по оси X совпадает с возмущающей силой, то из-за несимметричности КА колебания возникают и по оси Y. При этом их амплитуда больше амплитуды нагрузки минимум в 4 раза, а частота, наоборот, меньше и лежит в диапазоне 0,08-0,133 Гц.

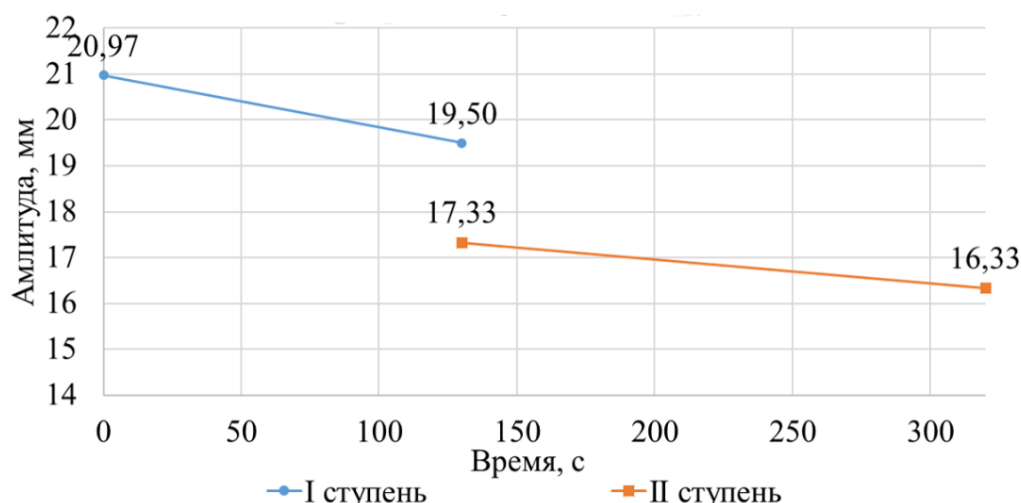


Рисунок 6 – Амплитуда вынужденных колебаний КА при работе I и II ступени

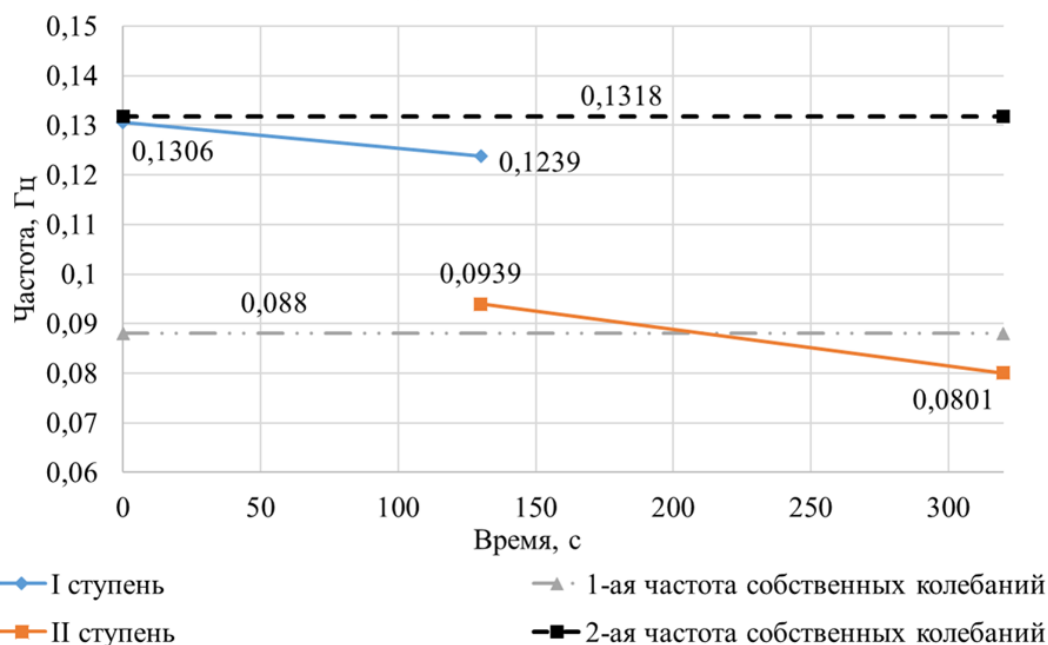


Рисунок 7 – Частота вынужденных колебаний КА при работе I и II ступени

3 Анализ полученных результатов

Анализируя результаты расчетов, можно сделать несколько выводов. Из-за наличия сил инерции и структурного демпфирования, частота вынужденных

колебаний верхней части корпуса, которая лежит в диапазоне 1,32-3,16 Гц, не совпадает с частотами возбуждающих нагрузок 9,75 и 8,6 Гц. Следует отметить, что полученные значения частот лежат между значениями частот собственных колебаний РН, следовательно, возникновение резонанса на участке распространения вибрации от ДУ к ПН маловероятно. Также результаты расчетов попадают в диапазон, указанный в руководстве пользователя РН «Днепр», что говорит о правдивости полученных данных.

Расчет вынужденных колебаний адаптера с КА показал следующее. При работе I и II ступеней на нижний ярус адаптера воздействует вибрационная нагрузка амплитудой от 2,4 до 4 мм и частотой от 1,32 до 3,16 Гц, что вызывает колебания КА не только в направлении воздействия нагрузки, но и в перпендикулярном направлении. Суммарное отклонение КА от положения равновесия составило более 21 мм при работе I ступени и более 16 мм при работе II ступени, что больше амплитуды вынуждающих колебаний в 5,25-6,67 раз. При этом вынужденные колебания возникают на частотах, числовые значения которых лежат между значениями низших частот собственных колебаний системы «адаптер-КА».

По полученным графикам видно, что с течением времени амплитуда и частота колебаний КА несколько изменяются. Если во время работы I ступени полученные частоты колебаний вдоль оси Y лежат ниже второй резонансной частоты (0,132 Гц), то при работе II ступени они пересекаются с первой частотой (0,088 Гц) собственных колебаний. Это говорит о возможности возникновения резонансных явлений примерно на 60-80 секундах работы второй ступени (рисунок 7).

Резонансные явления, возможность возникновения которых была выявлена расчетами, в данном случае опасны не из-за возникающих виброускорений (при данных значениях частот и амплитуд они очень малы, около 0,001 g), а из-за больших амплитуд смещений КА. Это может привести к соприкосновению элементов КА с головным обтекателем и их повреждению.

Заключение

Цель проведенной работы заключалась в расчете и анализе вибрационного нагружения, создаваемого работой двигательной установки и воздействующего на полезную нагрузку ракеты-носителя.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Выполнен поиск и анализ теоретических сведений, касающихся расчетов вибрационного нагружения выводимой полезной нагрузки. На основе изученной информации были выбраны методы определения требуемых параметров и определен порядок расчета.
2. Проведены численные расчеты с использованием программного обеспечения, использующего метод конечных элементов.
3. Полученные результаты были проанализированы, сделан вывод об их соответствии данным, указанным в официальных документах для рассмотренной ракеты-носителя.

На основании перечисленных решенных задач можно сделать вывод, что цель работы достигнута.

Результаты работы могут быть использованы в дальнейшем для расчета других видов полезной нагрузки, например, совокупности основной полезной нагрузки и дополнительной, выводимых совместно. Возможен расчет с использованием других вариаций рассмотренного адаптера, т.к. некоторые его параметры могут быть изменены.

Дальнейшим вектором развития данной работы может стать использование

большого числа исходных данных и рассматриваемых параметров или углубление процессов моделирования нагрузок и исследуемых конструкций. Такой подход, с одной стороны, усложнит процессы вычисления, однако позволит использовать меньше допущений на разных этапах расчета и даст возможность получить более точные и достоверные значения искомых величин.

Список использованных источников

1. Левочкин, П. С. Обеспечение устойчивой работы жидкостного ракетного двигателя на режимах глубокого дросселирования / П. С. Левочкин, Е. Н. Семина, И. В. Бурцев // XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства : Сборник тезисов, Москва, 29 января – 01 2019 года. Том 1. – Москва: Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2019. – С. 72-73. – EDN YXAQST.
2. SpaceX - Updates 2025// Wayback machine : сайт — URL: <https://web.archive.org/web/20250328034045/https://www.spacex.com/updates/> (дата обращения: 05.08.25).
3. Бадиков Григорий Александрович, Фалько Сергей Григорьевич Экономическое моделирование затрат на запуск космической системы // Экономика космоса. 2022. №2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/ekonomicheskoe-modelirovanie-zatrat-na-zapusk-kosmicheskoy-sistemy> (дата обращения: 05.08.2025).
4. Погорелов, В. И. Беспилотные летательные аппараты: нагрузки и нагрев : учебник для среднего профессионального образования / В. И. Погорелов. — 2-е изд., испр. и доп. — Москва : Издательство Юрайт, 2025. — 191 с.
5. Документы МКК "Космотрас" // Международная космическая компания «Космотрас» URL: https://web.archive.org/web/20220522012503/http://kosmotras.ru/docs_mkk/ (дата обращения: 06.08.2025).
6. RU патент № 2624959 от 11.07.2017, МПК В 64 G 1/00. АДАПТЕР ДЛЯ ПОПУТНОГО ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК : / Асюшкин Владимир Андреевич, Ишин Сергей Вячеславович, Федоскин Дмитрий Игоревич [и др.] – 26 с.

References

1. Levochkin, P. S. Ensuring the Stable Operation of a Liquid Rocket Engine in Deep Throttling Modes / P. S. Levochkin, E. N. Semina, and I. V. Burtsev // XLIII Academic Readings on Cosmonautics Dedicated to the Memory of Academician S. P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists Who Pioneered the Exploration of Outer Space : Collection of Abstracts, Moscow, January 29 – 01, 2019. Volume 1. – Moscow: Bauman Moscow State Technical University (National Research University), 2019. – Pp. 72-73. – EDN YXAQST.
2. SpaceX - Updates 2025// Wayback machine : сайт — URL: <https://web.archive.org/web/20250328034045/https://www.spacex.com/updates/> (date of reference: 05.08.25).
3. Badikov Grigory Aleksandrovich, Fal'ko Sergey Grigoryevich Economic Modeling of the Costs of Launching a Space System // Space Economy. 2022. No. 2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/ekonomicheskoe-modelirovanie-zatrat-na-zapusk-kosmicheskoy-sistemy> (date of reference: 05.08.2025).

4. Pogorelov, V. I. Unmanned Aerial Vehicles: Loads and Heating: Textbook for Secondary Vocational Education / V. I. Pogorelov. — 2nd edition, revised and expanded. — Moscow: Yurayt Publishing House, 2025. — 191 p.

5. Documents of the ISC "Kosmotras" // International Space Company "Kosmotras" URL: https://web.archive.org/web/20220522012503/http://kosmotras.ru/docs_mkk/ (date of reference: 08/06/2025).

6. RU patent No. 2624959 Russian Federation, IPC B 64 G 1/00. ADAPTER FOR THE ASSOCIATED LAUNCH OF PAYLOADS : No. 2016116624 : application 04/28/2016 : publ. 11.07.2017 / Assiushkin Vladimir Andreevich, Ishin Sergey Vyacheslavovich, Fedoskin Dmitry Igorevich, Yakovlev Boris Dmitrievich, Zhumakhanov Nursultan Beketzhanovich, Ogorodnikov Vadim Alexandrovich , Zhavoronkov Valery Vladislavovich (RU) Ilyin Sergey Alexandrovich , Chikhanov Evgeny Sergeevich – 26 p.