



Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

ФАКУЛЬТЕТ «Специальное машиностроение» (СМ)

КАФЕДРА «Ракетно-космические композитные конструкции» (СМ13)

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ

НА ТЕМУ:

Разработка композитной силовой конструкции космического аппарата с ядерной энергетической установкой

Студент СМ13-81Б
(Группа)

(Подпись, дата) Я.В. Чегиринский
(И.О.Фамилия)

Руководитель ВКР

(Подпись, дата) Д.В. Сапронов
(И.О.Фамилия)

Нормоконтролер

(Подпись, дата) Л.В. Денисова
(И.О.Фамилия)

Москва, 2021 г.

РЕФЕРАТ

Расчетно-пояснительная записка: 91 с., 60 рис., 9 табл., 30 источников.

Ключевые слова: КОСМИЧЕСКИЙ, АППАРАТ, ЯДЕРНАЯ, ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ, УСТАНОВКА, УГЛЕПЛАСТИК, НАМОТКА, МЕХАНИЧЕСКАЯ, МОДЕЛЬ, ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ, ОПТИМИЗАЦИЯ.

Объектом исследования является силовая конструкция космического аппарата с ядерной энергетической установкой.

Предметами исследования являются прочность, жесткость и устойчивость разрабатываемой силовой конструкции.

Цель работы – снижение массы элементов силовой конструкции космического аппарата с ядерной энергетической установкой за счет использования композиционных материалов с высокими удельными механическими характеристиками и применения методов параметрической оптимизации.

Выполнены систематизация и обобщение литературных данных о космических аппаратах с ядерной энергетической установкой. Разработаны параметризованные механические модели несущих элементов силовой конструкции космического аппарата с ядерной энергетической установкой, пригодные для анализа их напряженно-деформированного состояния и форм потери устойчивости. Для выполнения параметрической оптимизации несущих элементов силовой конструкции использовался программный комплекс ANSYS 2019R1.

ОГЛАВЛЕНИЕ

РЕФЕРАТ	5
СПИСОК ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ	8
ВВЕДЕНИЕ.....	9
ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОТ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЯДЕРНЫМИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ УСТАНОВКАМИ.....	11
1.1 Обоснование целесообразности применения ЯЭУ в качестве источника электроэнергии на борту КА	11
1.2 Исторический обзор проектов КА с ЯЭУ.....	20
1.3 Современные проекты КА с ЯЭУ	25
ГЛАВА 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОЗИТНОЙ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ.....	35
2.1 Определение основных проектных параметров силовой конструкции.....	35
2.2 Механические модели элементов силовой конструкции	43
2.3 Условия расчетной задачи	53
ГЛАВА 3. ПОЛУЧЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ПОСТАВЛЕННОЙ ЗАДАЧИ И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ	62
3.1 Адаптер ЯЭУ	62
3.2 Коническая секция системы отведения	67
3.3 Внешняя цилиндрическая секция системы отведения.....	73
3.4 Секция ПАО.....	79
3.5 Сравнительный анализ и подведение итогов.....	85

ЗАКЛЮЧЕНИЕ	87
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	88

СПИСОК ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ

ДУ – двигательная установка

КА – космический аппарат

КМ – композиционный материал

КПД – коэффициент полезного действия

ПАО – приборно-агрегатный отсек

ПГ – полезный груз

РИТЭГ – радиоизотопный термоэлектрический генератор

РН – ракета-носитель

РСУ – реактивная система управления

РТ – рабочее тело

ФЭП – фотоэлектрический преобразователь

ЭРД – электроракетный двигатель

ЭРДУ – электроракетная ДУ

ЯЭУ – ядерная энергетическая установка

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы работы. Одной из основных задач космической отрасли является увеличение относительной массы ПГ, доставляемого КА на целевую орбиту около заданного космического тела. Среди методов решения задачи – применение более эффективных ДУ и снижение массы элементов КА. Вне атмосферы наибольшего удельного импульса достигают ЭРД, однако им требуется бортовой источник электроэнергии высокой мощности. Во внешней области Солнечной системы самым высоким значением удельной электрической мощности [Вт(э)/кг] обладают ЯЭУ.

Таким образом, наибольшей весовой эффективности в этих условиях достигают КА с ЭРДУ, питающейся от бортовой ЯЭУ. Поэтому снижение массы силовой конструкции КА с ЯЭУ является актуальной задачей.

Объектом исследования является силовая конструкция КА с ЯЭУ, а **предметами исследования** – ее прочность, жесткость и устойчивость. Аналогом выбрана силовая конструкция КА NER КВОО (с. 27).

Цель работы – снижение массы элементов силовой конструкции КА с ЯЭУ за счет использования КМ с высокими удельными механическими характеристиками и применения методов параметрической оптимизации.

Для достижения цели поставлены следующие задачи:

- выполнить обзор проектов КА с ЯЭУ;
- обосновать конструктивный облик несущих элементов силовой конструкции КА с ЯЭУ;
- разработать параметризованные механические модели несущих элементов силовой конструкции КА с ЯЭУ, пригодные для анализа их напряженно-деформированного состояния и форм потери устойчивости;
- провести параметрическую оптимизацию несущих элементов КА с ЯЭУ.

Научная новизна. Впервые разработаны параметризованные механические модели композитных сетчатых элементов силовой конструкции, учитывающие анизотропию свойств материала и слоистую структуру ребер, универсально пригодные для определения их напряженно-деформированного состояния и форм потери устойчивости. Описываемые композитные сетчатые элементы состоят из спиральных и кольцевых ребер, а также 2 силовых шпангоутов на торцах, производятся методом намотки однонаправленного препрега на оправку конической или цилиндрической формы. Параметризация выполнена в среде Workbench программного комплекса ANSYS версии 2019R1.

Практическая значимость. Разработана методика проектного расчета силовой конструкции КА с ЯЭУ, включающей в себя композитные сетчатые элементы, с учетом нагрузок, действующих на нее на активном участке траектории РН. Показано значительное снижение проектной массы элементов конструкции за счет использования КМ с высокими удельными механическими характеристиками и применения методов параметрической оптимизации.

ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОТ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЯДЕРНЫМИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ УСТАНОВКАМИ

1.1 Обоснование целесообразности применения ЯЭУ в качестве источника электроэнергии на борту КА

Выбор типа двигателей, наиболее предпочтительных для использования в составе ДУ КА

Современные химические ракетные двигатели, жидкостные (ЖРД) и твердотопливные (РДТТ), приближаются к теоретическому пределу своей эффективности. Их основное преимущество перед другими типами двигателей – высокая тяговооруженность, в том числе при атмосферном давлении на уровне моря, делает их незаменимыми компонентами систем выведения грузов за пределы атмосферы на современном этапе развития космической отрасли. Тем не менее, как только КА выходит на стабильную орбиту, самым важным показателем становится удельный импульс ускорителя. Это следует из формулы Циолковского (1.1.1):

$$\Delta v = I \cdot \ln \left(\frac{M_H}{M_K} \right), \quad (1.1.1)$$

где Δv – характеристическая скорость;

I – удельный импульс [м/с];

M_H, M_K – начальная и конечная массы КА соответственно. Преобразуем:

$$\frac{M_H}{M_K} = \exp \left(\frac{\Delta v}{I} \right) \quad (1.1.2)$$

$$M_K = M_H \cdot \exp \left(-\frac{\Delta v}{I} \right) \quad (1.1.3)$$

$$M_H - M_{PT} = M_H \cdot \exp \left(-\frac{\Delta v}{I} \right), \quad (1.1.4)$$

где $M_{\text{РТ}}$ – масса РТ, расходуемого на изменение скорости КА на величину характеристической скорости Δv ;

$$\frac{M_{\text{РТ}}}{M_{\text{н}}} = 1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{I}\right) \quad (1.1.5)$$

Таким образом, из выражения (1.1.5) следует, что при неизменных значениях начальной массы $M_{\text{н}}$ и заложенной в план полета характеристической скорости Δv увеличение удельного импульса I приводит к сокращению отношения требуемой массы РТ $M_{\text{РТ}}$ к начальной массе аппарата $M_{\text{н}}$. Чем выше оказывается удельный импульс ДУ, тем меньше РТ нужно иметь на борту КА для реализации плана полета. Это значит, что масса ПГ, доставляемого на целевую орбиту около Земли или другого космического объекта, может быть увеличена при неизменном значении массы, выводимой РН на опорную орбиту. То есть увеличение удельного импульса ДУ приводит к увеличению относительной массы ПГ.

Следовательно, при совершении межорбитальных и межпланетных перелетов наиболее предпочтительными по указанному выше критерию становятся ЭРД.

Обзор основных видов и эксплуатационных особенностей ЭРД

Из всех видов ЭРД (рис. 1.1.1) наиболее отработаны и чаще всего используются ионные, такие как NEXТ (англ. *NASA's Evolutionary Xenon Thruster*) (рис. 1.1.2), и холловские, как например СПД-100В (сокр. от *Стационарный Плазменный Двигатель*) (рис. 1.1.3). Среди всех существующих в данный момент серийных ЭРД они обладают самыми высокими значениями удельного импульса, КПД и ресурса.



Рис. 1.1.1. Классификация ЭРД [25]

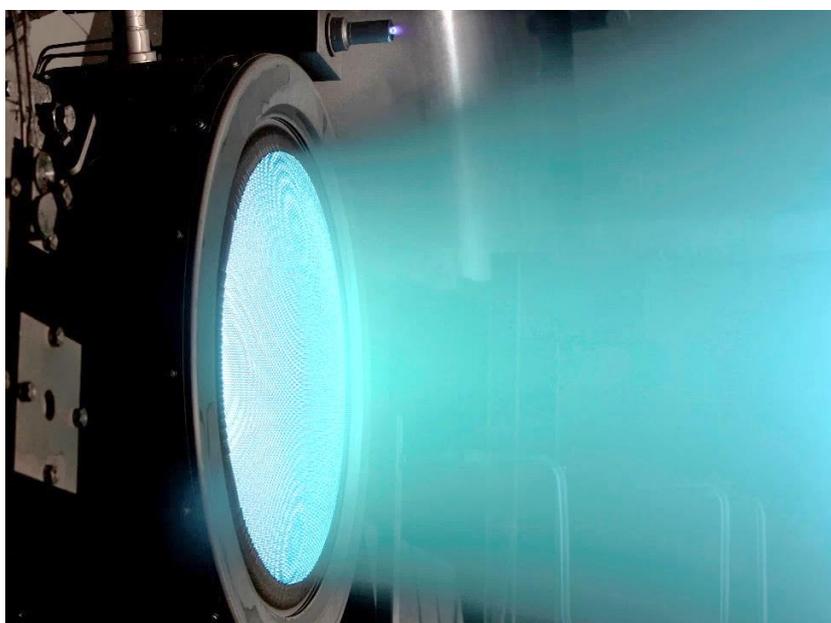


Рис. 1.1.2. Ионный ЭРД NEXТ [14]

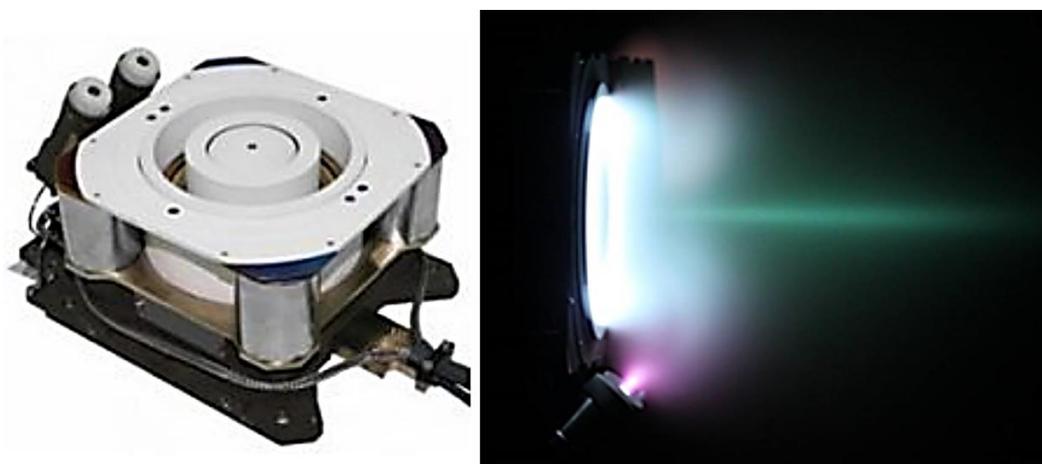


Рис. 1.1.3. Холловский ЭРД СПД-100В [26]

Ионные ЭРД имеют более высокий удельный импульс, а холловские – более высокую тягу при сопоставимой потребляемой электрической мощности. Реже используются электротермические и импульсные плазменные ЭРД, в основном на малых КА [25] в качестве двигателей РСУ.

Также ведутся разработки коллоидных и магнитоплазодинамических ЭРД. Коллоидные ЭРД разгоняют не отдельные ионы, а гораздо более массивные заряженные капли жидкости размером порядка 6-40 нм [28], поэтому способны быстрее расходовать РТ и развивать более высокую тягу. Магнитоплазодинамические ЭРД, например VX-200 разработки Ad Astra Rocket Company (рис. 1.1.4), позволяют варьировать удельный импульс в достаточно широком диапазоне значений, изменяя соотношение между мощностями, подводимыми к участкам ионизации РТ, разогрева холодной плазмы и ускорения горячей плазмы соответственно.

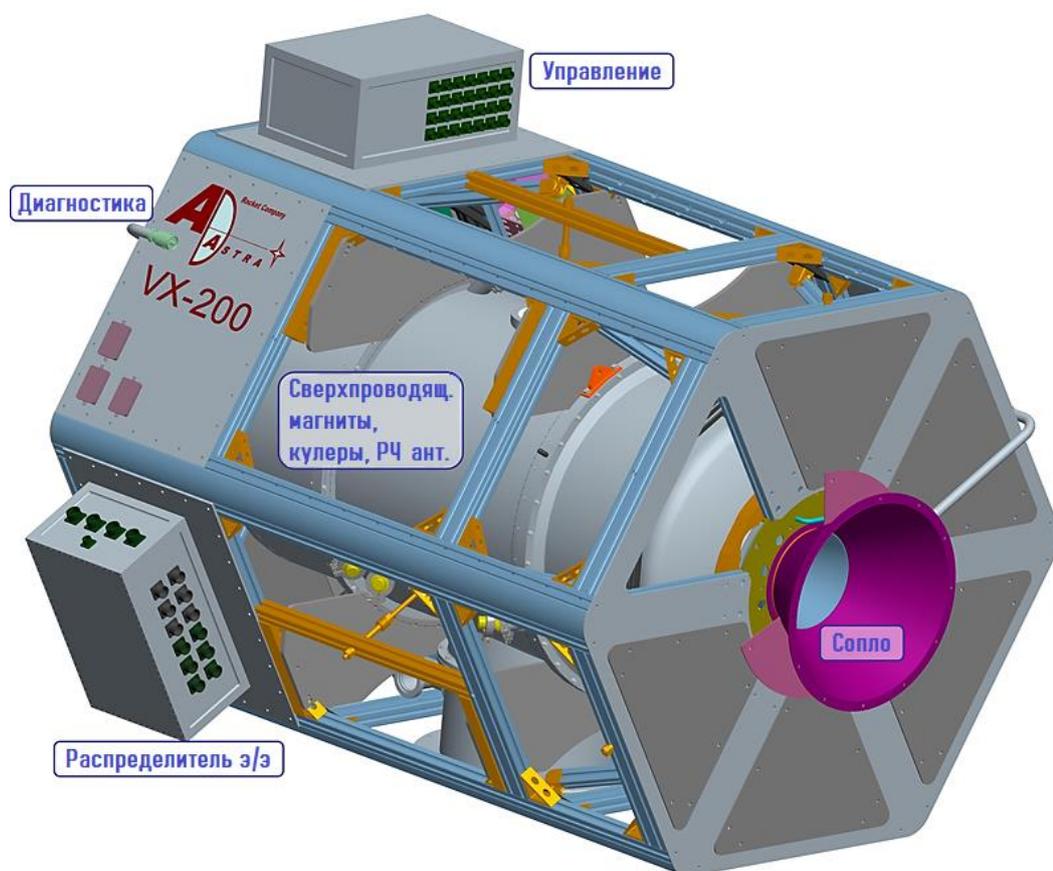


Рис. 1.1.4. 3D-модель стендового образца магнитоплазодинамического ЭРД VX-200 [1]

Таким образом, согласно результатам испытаний, удельный импульс магнитоплазодинамических ЭРД может быть увеличен за счет снижения тяги [13]. Работы специалистов Ad Astra Rocket Company [8] и [9] показывают, что рациональное варьирование удельного импульса позволяет заметно сократить затраты РТ на перелет, так что такие ЭРД считаются очень перспективными [2].

К основным недостаткам ЭРД относят низкую тягу и высокую потребляемую электрическую мощность. Низкая тяга ЭРД вынуждает разгоняться и тормозить около массивных космических тел по спирали (рис 1.1.5), в случае маневров около Земли, например, это приводит к существенному увеличению времени перелетов по сравнению с КА, оснащенными ЖРД. Тем не менее, на гелиоцентрическом участке траектории малая тяга уже не является проблемой, при этом высокая эффективность ЭРД и способность месяцами работать в непрерывном режиме приводят к сокращению общего времени перелета к дальним космическим объектам, причем чем дальше цель, тем более заметной становится разница. Более того, КА с ЭРДУ позволяют гибко планировать перелет за счет значительного расширения стартовых окон [23], что положительно сказывается на экономической составляющей миссии, также становится проще корректировать план полета при необходимости.

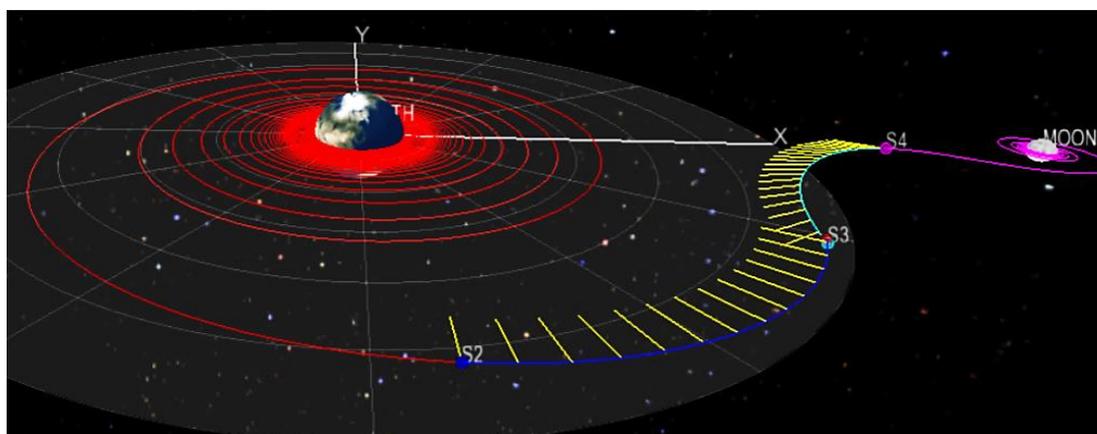


Рис. 1.1.5. Вариант траектории перелета КА с ЭРДУ с низкой околоземной на окололунную орбиту [8]

Варианты решения задачи электроснабжения ЭРДУ

Существует несколько основных видов источников электроэнергии, способных длительное время (годы) генерировать требуемый ЭРДУ уровень электрической мощности: батареи ФЭП, известные также как солнечные батареи, РИТЭГ и ЯЭУ на базе преобразователей энергии различных типов.

Солнечные батареи на основе ФЭП – сравнительно недороги, экологически безопасны, а удельная мощность может достигать 160 Вт/кг [12] на расстоянии 1 а.е. от Солнца. Недостатки: по очевидным причинам ФЭП неработоспособны, когда КА находится в тени космического объекта, большая площадь солнечных батарей необходимой для питания ЭРДУ мощности повышает вероятность их повреждения микрометеоритами или космическим мусором, а генерируемая электрическая мощность обратно пропорциональна квадрату расстояния до источника излучения, так что ФЭП затруднительно использовать для электроснабжения ЭРДУ во внешней области Солнечной системы.

РИТЭГ – простое по сравнению с ЯЭУ устройство (рис. 1.1.6), использующее тепловую энергию, выделяющуюся при естественном распаде радиоактивных изотопов и преобразующее ее в электроэнергию с помощью термоэлектрического генератора. Имеет крайне высокий ресурс – КА «Вояджер-1» и «Вояджер-2», запущенные в 1977 году, до сих пор функционируют [18], и хотя мощность РИТЭГ упала с течением времени, из-за чего часть оборудования пришлось отключить, зонды продолжают оставаться на связи и передавать научные данные. Среди главных недостатков РИТЭГ – опасность радиоактивного загрязнения в случае аварии во время запуска или незапланированного входа в атмосферу при выполнении орбитальных маневров, а также невысокая удельная мощность установки, до 5 Вт(э)/кг [16] – для постоянной работы ЭРДУ потребуются несколько таких устройств, а поскольку в них используются дорогостоящие

радиоактивные изотопы, такие как ^{238}Pu , общая стоимость энергоустановки может оказаться нерационально высокой.

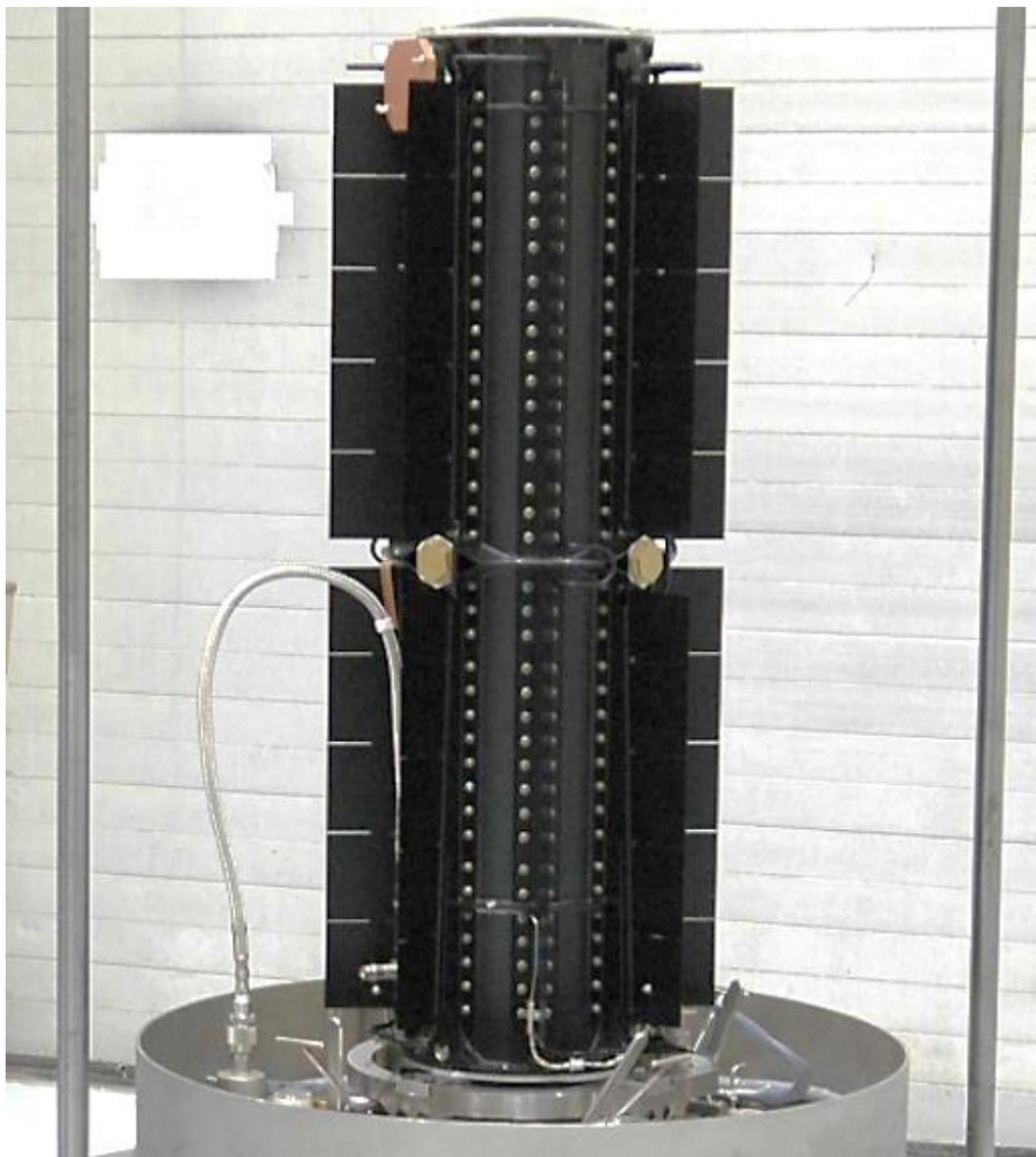


Рис. 1.1.6. РИТЭГ КА New Horizons [15]

Наиболее перспективным источником энергии, особенно для КА, предназначенных для полетов во внешнюю область Солнечной системы, считается ЯЭУ. Управляемый реактор деления генерирует необходимую тепловую мощность, которая затем преобразуется в электрическую термоэлектрическими, термоэмиссионными, механическими или магнитогидродинамическими преобразователями. Первые 2 типа

конструктивно проще, имеют невысокий КПД, но уже отработаны на практике [22]. Механические преобразователи потенциально менее надежны из-за наличия в них движущихся частей, однако представляют интерес по причине более высокого возможного КПД. По существующим оценкам ЯЭУ мощностью 100 кВт(э) с преобразованием энергии по циклу Брайтона могут в следующем десятилетии достигнуть удельной мощности в 35 Вт(э)/кг, а при мощности установки в 1 МВт(э) – удельной мощности в 80 Вт(э)/кг [7]. Разработчики ЯЭУ с магнитогидродинамическим преобразованием оценивают ее удельную мощность в 330 Вт(э)/кг при мощности установки в 1 МВт(э) [11].

Из приведенных выше значений следует, что ЯЭУ в перспективе выигрывают у ФЭП не только за счет независимости от степени освещенности, но также по значению удельной мощности в случае магнитогидродинамического преобразования энергии, уступая при этом РИТЭГ в ресурсе и степени общей надежности.

При этом маломощные ЯЭУ все же значительно уступают ФЭП по удельной мощности, например, установка мощностью 10 кВт(э) на основе преобразователей Стирлинга, разрабатываемая в рамках проекта Kilopower [4] параллельно с ЯЭУ мощностью 1 кВт(э) (рис. 1.1.7), с учетом массы вспомогательных устройств, в том числе раздвижной системы отведения энергоблока от ПАО, достигает сравнительно невысокого показателя в 6-7 Вт(э)/кг [16]. Тем не менее, такая ЯЭУ может успешно конкурировать с РИТЭГ в качестве основного источника электроэнергии во внешней области Солнечной системы, особенно если учесть более высокую доступность радиоактивного топлива для ЯЭУ – в описываемом проекте предлагается использовать сплав 93% ^{235}U и 7% Мо, а не дорогостоящий дефицитный ^{238}Pu , темп производства которого для задач NASA, к примеру, достигает всего лишь 1,5 кг в год [16].

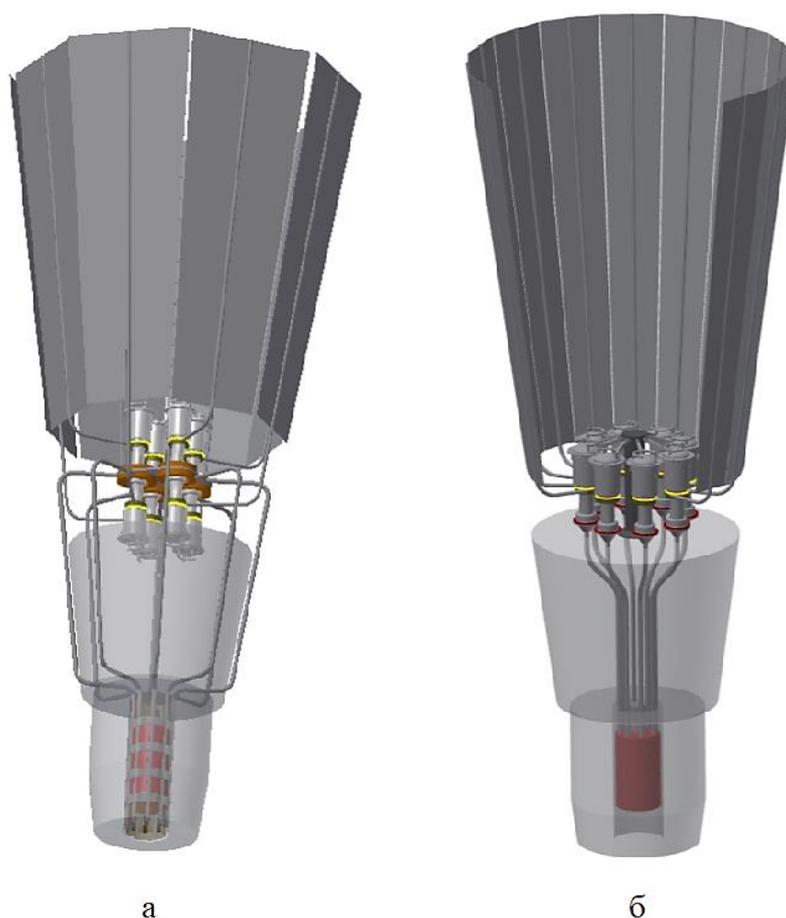


Рис. 1.1.7. Варианты исполнения ЯЭУ Kilopower мощностью 1 кВт(э) [4]:
 а) тепловые трубки проходят снаружи радиационного щита; б) через щит

Также важно отметить, что как и РИТЭГ, ЯЭУ являются потенциальным источником радиоактивного загрязнения и требуют соблюдения дополнительных мер безопасности при запуске, во время эксплуатации и при утилизации/захоронении, однако потенциальные высокие технические характеристики оправдывают риски при соблюдении всех установленных правил [10].

Таким образом, ЯЭУ уже в краткосрочной перспективе представляет большой интерес в качестве источника электроэнергии для питания ЭРДУ КА, особенно если речь идет о полетах во внешнюю область Солнечной системы, где ФЭП неработоспособны, а РИТЭГ не могут конкурировать с ЯЭУ по удельной электрической мощности. Поэтому в данной работе будет рассматриваться силовая конструкция КА с ЯЭУ.

1.2 Исторический обзор проектов КА с ЯЭУ

SNAPshot

Первой ЯЭУ, установленной на КА, стала американская SNAP-10A, созданная в рамках программы SNAP (англ. *Systems for Nuclear Auxiliary Power*). Она была в качестве эксперимента установлена на борту аппарата SNAPshot (рис. 1.2.1), запущенного в апреле 1965 года [21].

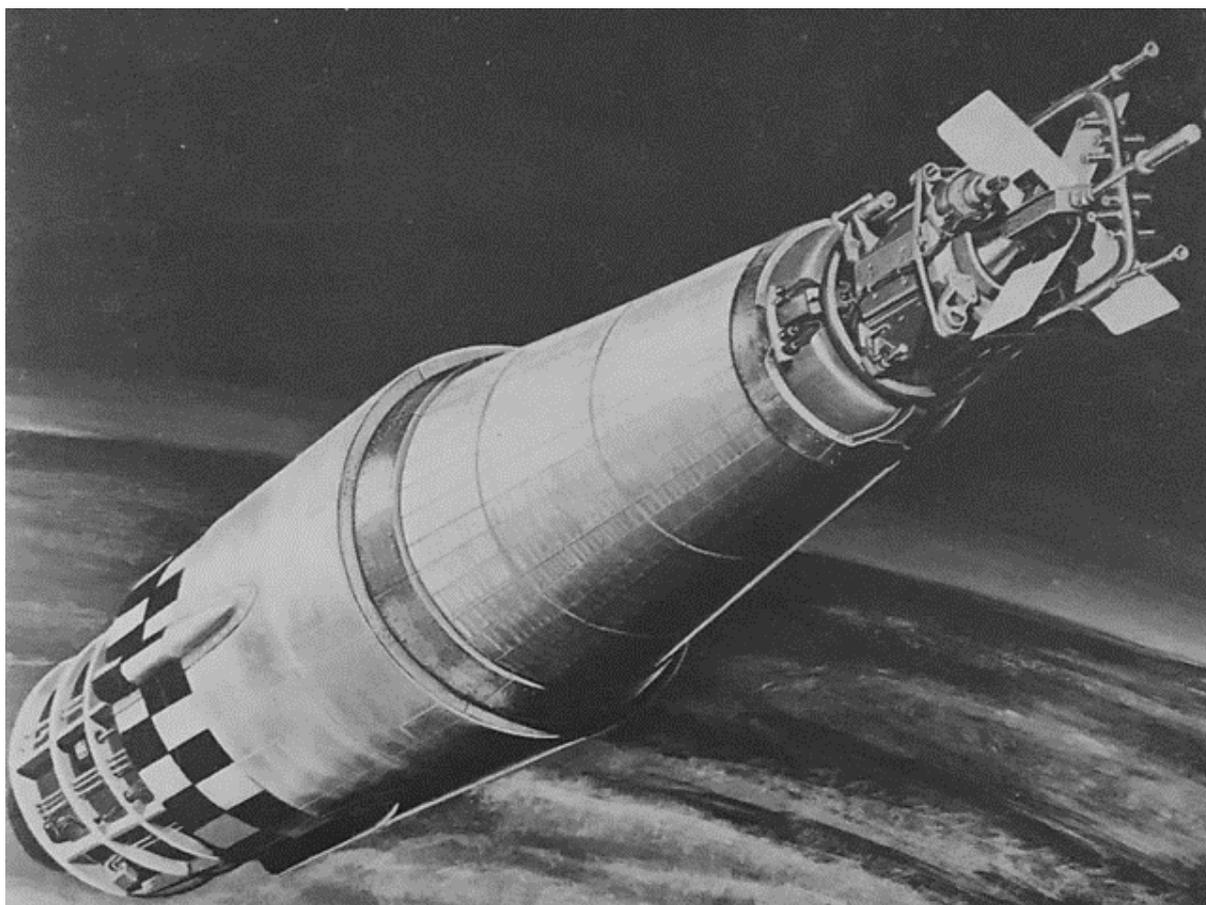


Рис. 1.2.1. КА SNAPshot [22]

Реактор на тепловых нейтронах использовал ^{235}U в качестве топлива, гидрид циркония как замедлитель и натрий-калиевый расплав в качестве теплоносителя [3]. При тепловой мощности реактора 34 кВт(т), электрическая мощность установки (рис. 1.2.2) достигала 540 Вт(э), таким образом, обеспечивался КПД на уровне 1,6%. Масса SNAP-10A – 450 кг, удельная мощность – 1,2 Вт(э)/кг [22].

Из-за низкой электрической мощности ЯЭУ использовалась не напрямую, а как источник для подзарядки электрохимического аккумулятора, обеспечивавшего питание бортовых систем, в том числе экспериментального ионного двигателя [30].



Рис. 1.2.2. ЯЭУ SNAP-10A [6]

Установка успешно проработала 43 дня, но из-за дефекта в регуляторе напряжения ее пришлось преждевременно заглушить. Аналогичная ЯЭУ на Земле проработала более 10000 часов, что более чем в 2,3 раза превышало проектный ресурс установки, равный 6 месяцам [22]. Тем не менее, орбитальные эксперименты по программе SNAP были свернуты, т. к. для эксплуатации ЭРД в непрерывном режиме мощности не хватало, а потребности КА с ЖРД эффективно обеспечивались существовавшими на тот момент солнечными батареями и топливными элементами [27].

УС-А

УС-А (сокр. от *Управляемый Спутник Активный*, индекс ГРАУ – 17Ф16К) – серия советских спутников (рис. 1.2.3), входящих в состав системы морской космической разведки и целеуказания (МКРЦ) «Легенда». В англоязычных источниках серия известна под аббревиатурой RORSAT (англ. *Radar Ocean Reconnaissance SATellite*) [5]. Компоновка и размеры КА показаны на рис. 1.2.4.

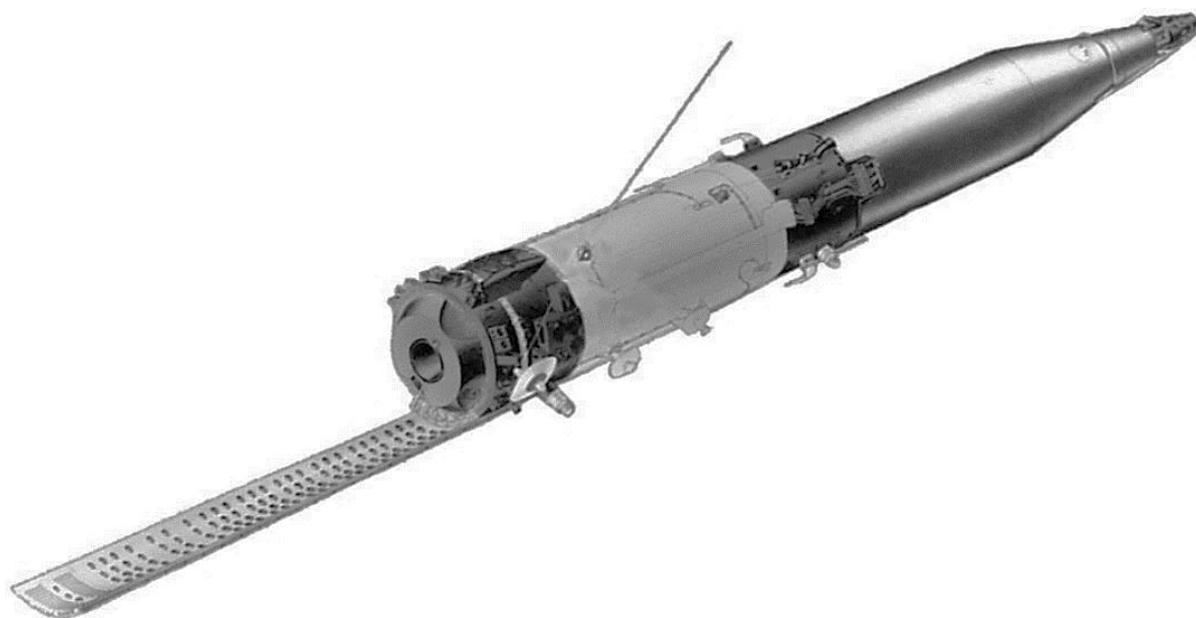


Рис. 1.2.3. КА серии УС-А [22]

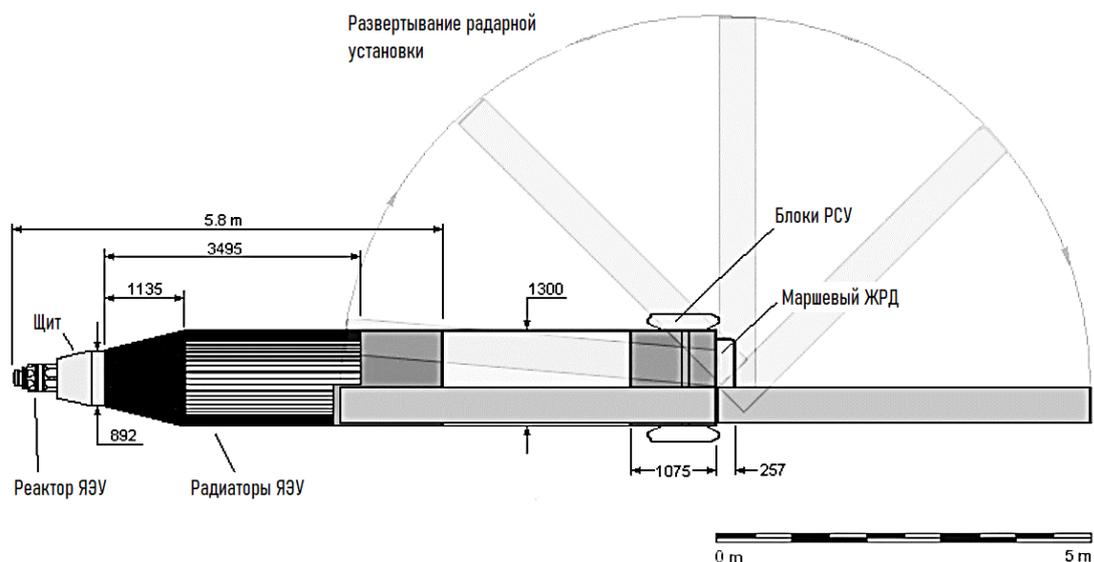


Рис. 1.2.4. Общая компоновка КА серии УС-А [5]

В отличие от УС-П (сокр. от *Управляемый Спутник Пассивный*, индекс ГРАУ – 17Ф17), также входивших в состав МКРЦ, УС-А имели активную радарную установку. Для эффективного наблюдения целей спутник должен был выводиться на круговую НОО со средней высотой над уровнем моря 255,3 км [5]. Это исключало возможность использования солнечных батарей в качестве источников энергии, т. к. панели достаточной для работы радара мощности имели бы слишком большую площадь и создавали бы значительное аэродинамическое сопротивление, что приводило бы к слишком высокому расходу РТ на коррекцию орбиты. Более того, солнечные батареи не вырабатывают энергию в тени планеты, поэтому потребовалось бы размещать на борту систему электрических батарей высокой мощности, имеющих значительную массу. Поэтому в спутниках этой серии было решено устанавливать бортовую ЯЭУ БЭС-5 «Бук» с термоэлектрическим преобразованием энергии, специально разработанную для применения на КА данной серии [22].

Электрическая мощность БЭС-5 «Бук» достигала 2,5 кВт(э) при массе установки 900 кг. При тепловой мощности реактора ~100 кВт(т), КПД составлял 2,5%. Удельная мощность – 2,7 Вт(э)/кг. Ресурс ЯЭУ в процессе эксплуатации был доведен до 4400 часов [22].

Следующий этап развития космической ядерной энергетики – испытание первой в мире космической ЯЭУ с термоэмиссионным преобразованием энергии ТЭУ-5 «Тополь» («Топаз-1») на аппарате серии УС-А типа «Плазма-А» (рис. 1.2.5) [22].

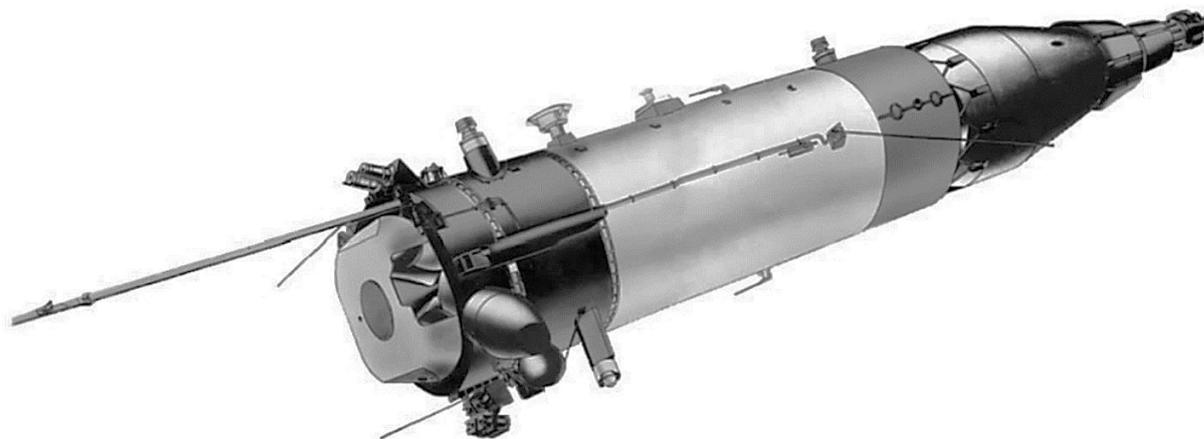


Рис. 1.2.5. КА серии УС-А типа «Плазма-А» [22]

Летные испытания 2 образцов ЯЭУ «Топаз-1» в 1987-1988 гг. продемонстрировали надежную работу установок в космических условиях, были получены следующие значения технических характеристик: электрическая мощность установки достигала 7 кВт(э) при тепловой мощности реактора ~150 кВт(т), таким образом КПД составил 4,7%. Масса установки – 1200 кг, следовательно, удельная электрическая мощность – 5,8 Вт(э)/кг, то есть уже превышен показатель, характерный для РИТЭГ. Максимальный достигнутый ресурс установки – 12 месяцев [22].

Серия УС-А – единственный известный на текущий момент пример применения ЯЭУ в качестве основного источника электроэнергии для КА, выполняющего реальную задачу, а не запущенного только лишь в экспериментальных целях. В процессе эксплуатации аппаратов были получены важные сведения о работе ЯЭУ в условиях ближнего космоса, представляющие значительную научную ценность.

1.3 Современные проекты КА с ЯЭУ

ТЭМ

ТЭМ (сокр. от *Транспортно-Энергетический Модуль*) – совместный проект группы предприятий, входящих в состав «Роскосмоса» и «Росатома» (рис. 1.3.1), предназначенный для высокоэффективного решения транспортных задач за счет применения ЭРДУ высокой мощности, питающейся от бортовой ЯЭУ. Разрабатывается с 2009 г.

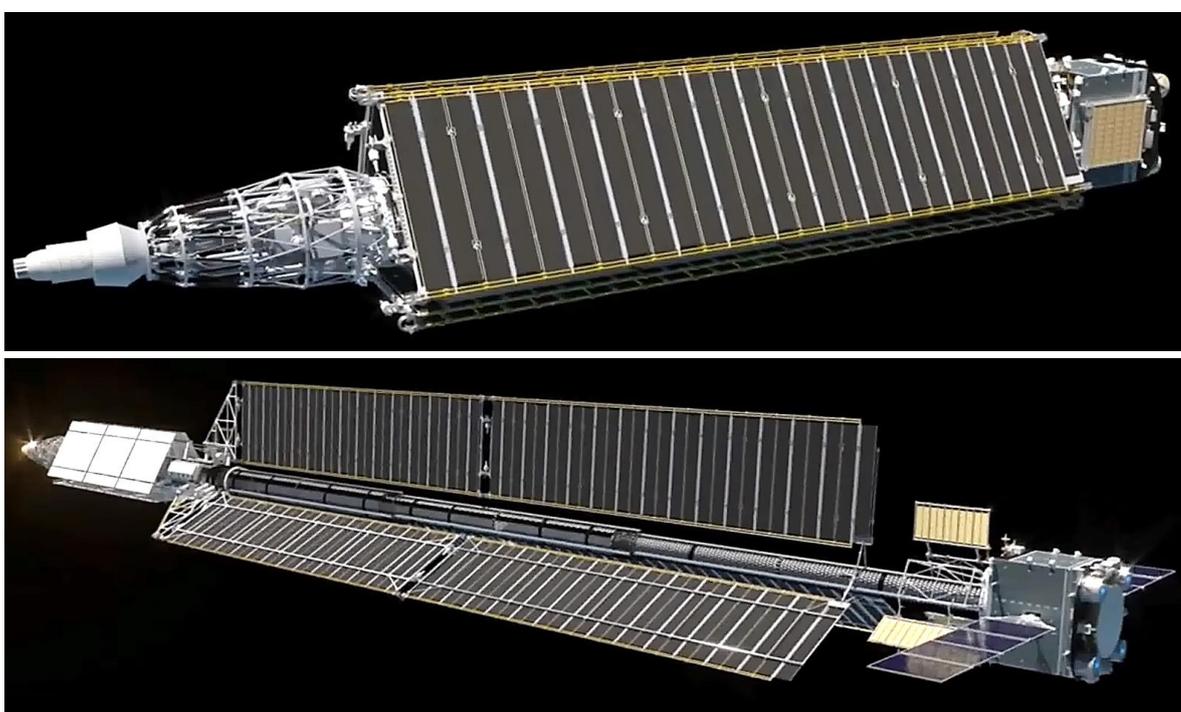


Рис. 1.3.1. Внешний вид ТЭМ в сложенном (сверху) и разложенном (снизу) состоянии [29]

Для ЯЭУ ТЭМ на основе прошлого опыта и проведенных предварительных исследований был сделан выбор в пользу газоохлаждаемого высокотемпературного реактора на быстрых нейтронах с преобразованием энергии по циклу Брайтона. Основные проектные характеристики реактора: тепловая мощность до 3,5 МВт(т), ресурс работы минимум 10 лет, температура газа на выходе из активной зоны до 1500 К. В качестве топлива используется диоксид урана, обогащенный по изотопу

^{235}U . Теплоноситель – смесь гелия и ксенона. Оболочка тепловыделяющих элементов выполнена из сплава на основе монокристаллического молибдена. Для изготовления других элементов активной зоны используются тугоплавкие сплавы на основе поликристаллического молибдена. Отражатели нейтронов выполнены из бериллия [20].

Данные о летно-технических характеристиках ТЭМ не приводятся, т. к. за время разработки проектные характеристики несколько раз подвергались пересмотру, отчего в открытых источниках накопились значительные противоречия. Однако важно отметить характерную особенность последней на текущий момент версии проекта – применение композитных сетчатых элементов с высокой весовой эффективностью в составе системы отведения ЯЭУ от ПАО (рис. 1.3.2). Это позволяет снизить общую массу силовой конструкции при сохранении требуемых прочности, жесткости и устойчивости.



Рис. 1.3.2. Прототипы композитных сетчатых конструкций, входящих в состав системы отведения ЯЭУ от ПАО [29]

NEP KBOO

NEP KBOO (англ. *Nuclear Electric Propulsion Kuiper Belt Object Orbiter*) – проект команды Compass из исследовательского центра NASA имени Джона Гленна, задачей которого является демонстрация целесообразности применения ЯЭУ малой мощности в качестве основного источника электроэнергии для исследовательского КА с ЭРДУ (рис. 1.3.3), предназначенного для изучения малых космических объектов во внешней области Солнечной системы. В работе [16], посвященной проекту, в качестве цели миссии предложен один из объектов пояса Койпера под кодом 2001ХН255 (рис. 1.3.4), на орбиту около которого планируется доставить 100 кг научного оборудования. Расчетная продолжительность перелета – 16 лет, далее в течение 1 года реализуется программа исследования выбранного объекта. Начальная масса КА (после отделения от разгонного блока РН) с запасом оценивается в 3150 кг, из которых 1223 кг – РТ (ксенон) для ЭРДУ. Для расчета траектории проектная начальная масса дополнительно увеличена на 17,5% – до 3700 кг.

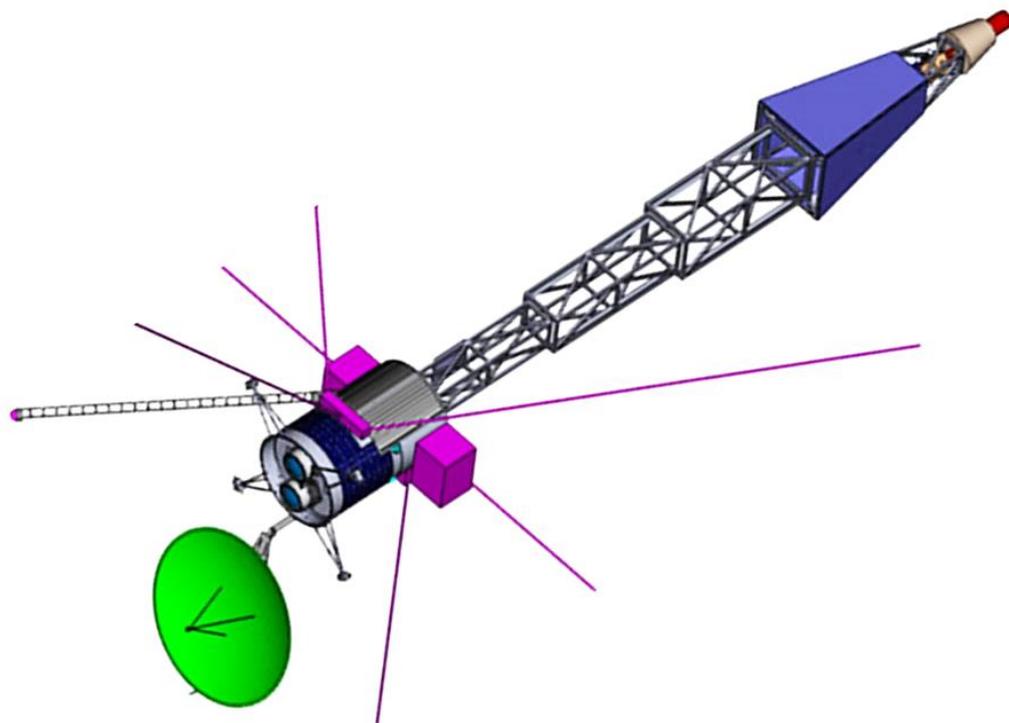


Рис. 1.3.3. КА NEP KBOO [16]

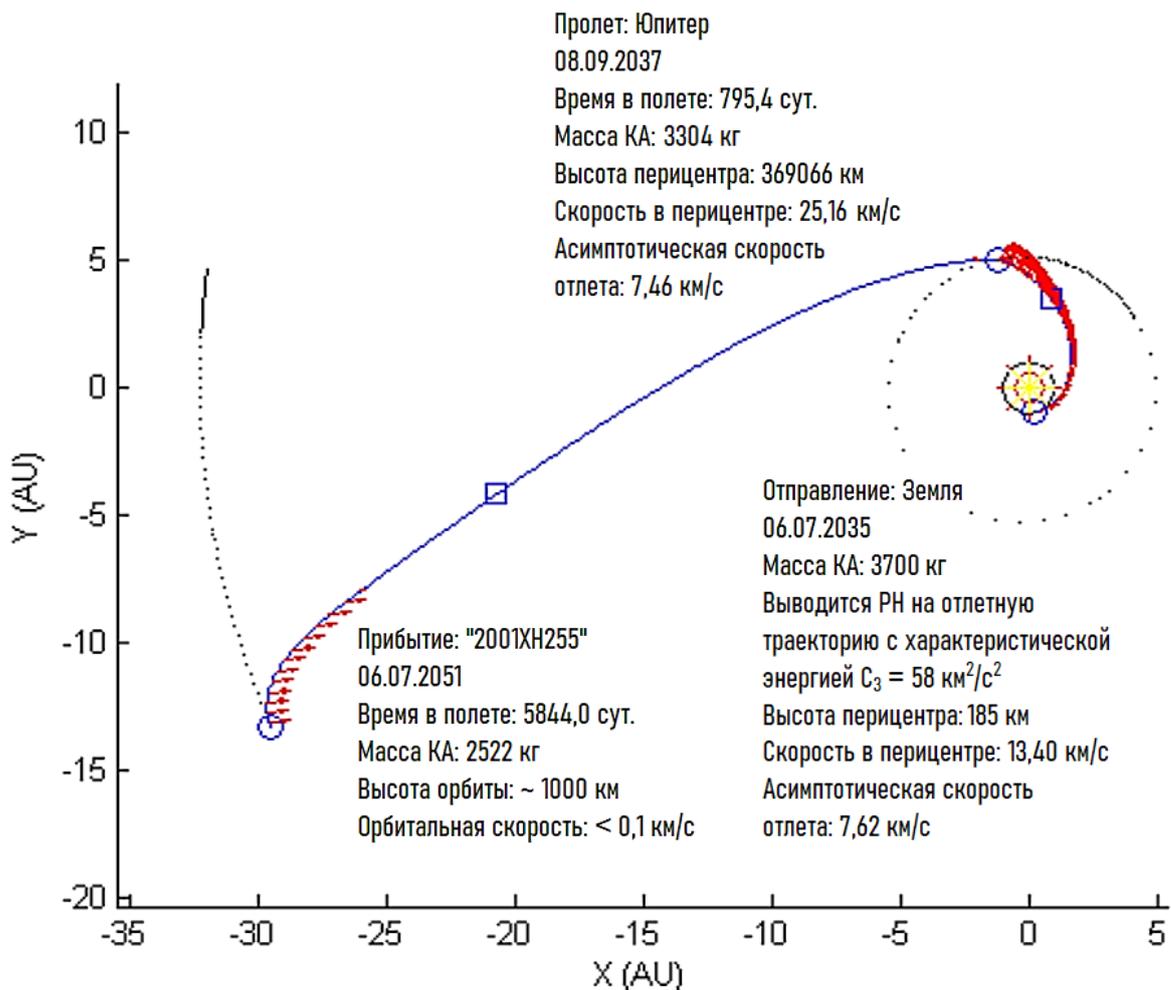


Рис. 1.3.4. Предполагаемая траектория полета NEP КВОО к объекту 2001XN255 [16]

Орбита 2001XN255 проходит более чем в 32 а.е. от Солнца, поэтому использование солнечных батарей для питания ЭРДУ не представляется возможным. Авторы сравнивают NEP КВОО с другим проектом этой же команды – REP КВОО (англ. *Radioisotope Electric Propulsion Kuiper Belt Object Orbiter*), предназначенным для тех же задач, но получающим электроэнергию от радиоизотопных генераторов. Показано, что использование ЯЭУ вместо РИТЭГ существенно увеличивает энерговооруженность КА и делает возможным подачу более высокой электрической мощности на ЭРДУ, научное оборудование и системы связи. Более мощные ЭРД могут иметь более высокие абсолютные и удельные характеристики, а научное оборудование и системы связи, в меньшей

степени ограниченные допустимой потребляемой электрической мощностью, позволят получить, обработать и передать на Землю большой объем более качественных данных, значительно повышая научную ценность миссии. Поэтому на NEP КВОО предлагается установить бортовую ЯЭУ Kilopower с максимальной мощностью 10 кВт(э) [16].

Ключевые особенности данной установки: реактор на быстрых нейтронах, конструкция активной зоны максимально упрощена, для регулирования реактивности применяется единственный центральный управляющий стержень (рис. 1.3.5), предполагается, что это повышает надежность ЯЭУ. В качестве тепловыделяющего элемента применяется цилиндр массой 75 кг из сплава 93% ^{235}U и 7% Мо, тепловые трубки (18 шт.) проходят непосредственно сквозь активную зону и радиационный щит. Максимальная температура топлива – 1100 К. Теплоноситель – натриевый сплав, кольцевые и торцевые отражатели нейтронов изготовлены из бериллия [16].

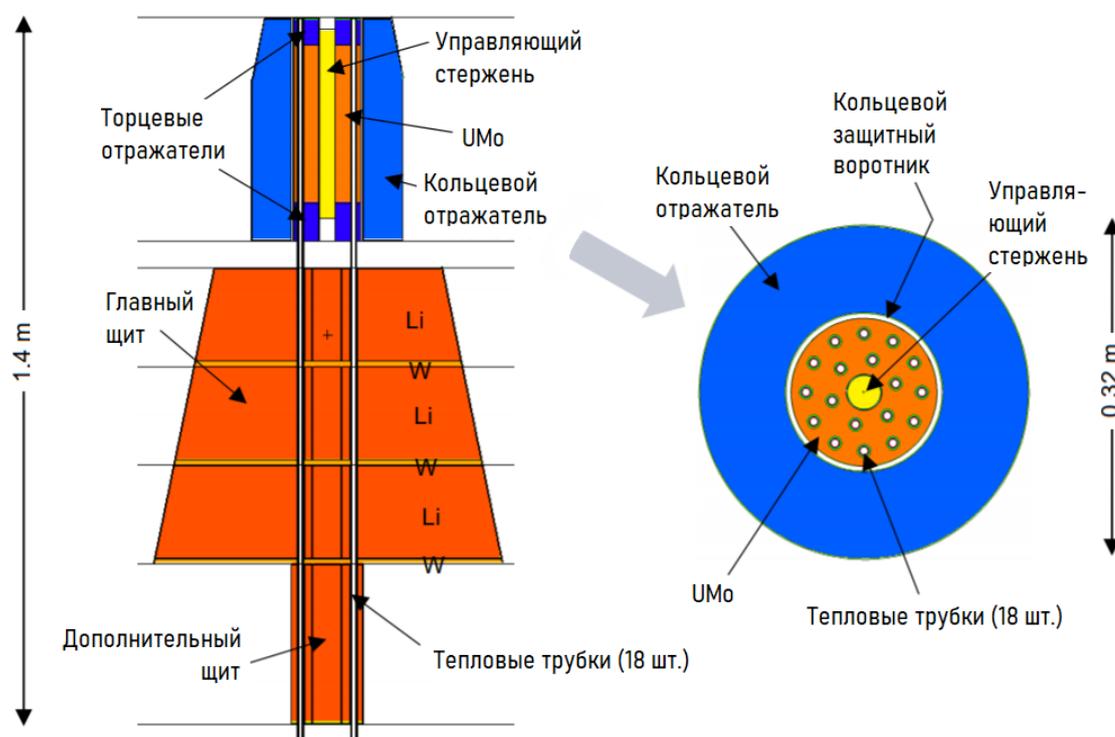


Рис. 1.3.5. Эскиз реактора и радиационного щита ЯЭУ Kilopower 10 кВт(э) [16]

Общая масса системы электроснабжения оценивается в 1304 кг, при этом, как и для большей части других систем в этом проекте, оценка дана с запасом, в данном случае заложено 12,1% на крепеж и прочие детали, которые могут быть добавлены в модель сборки КА на этапе конструкторской проработки проекта. Масса реактора, радиационного щита, преобразователей Стирлинга, а также адаптера ЯЭУ – 781 кг, масса подсистемы распределения электроэнергии и прочих вспомогательных устройств, таких, как солнечная батарея и панели радиаторов для обеспечения теплового режима оборудования ПАО – 245 кг, масса подсистемы сброса избыточного тепла в окружающее пространство, включающей в себя 12 м² радиаторов ЯЭУ – 57 кг. Также в общую массу системы электроснабжения включена масса системы отведения ЯЭУ от ПАО (рис. 1.3.6), оцениваемая в 221 кг, т. к. без системы отведения эксплуатировать ЯЭУ на борту КА в течение длительного периода не представляется возможным – обеспечение достаточного расстояния между источником ионизирующего излучения и оборудованием ПАО ограничивает дозовую нагрузку на системы КА во избежание их выхода из строя раньше планируемого срока.

Так как расчетный ресурс ЯЭУ составляет 10 лет при работе в номинальном режиме на мощности 7,55 кВт(э) [16], необходимо принять меры для снижения нагрузки на установку, чтобы снизить вероятность возникновения критических неисправностей. На первом этапе перелета планируется эксплуатировать установку на номинальной мощности в течение 2,2 лет, ускоряясь в постоянном режиме с целью осуществить пролет около Юпитера и за счет гравитационного маневра увеличить скорость аппарата относительно звезды, обеспечив при этом необходимое направление полета. Затем КА на протяжении 9,8 лет движется по баллистической траектории, ЯЭУ в это время работает в режиме малой мощности, выдавая немногим более 0,66 кВт(э) на питание основных систем. Далее установка снова выходит на номинальный режим, и

NER KBOO в течение 4 лет снижает скорость относительно 2001ХН255, чтобы в итоге выйти на орбиту около него высотой приблизительно 1000 км. После этого начинается выполнение запланированной научной программы продолжительностью 1 год, в течение этого периода ЯЭУ вырабатывает до 0,78 кВт(э). Таким образом, при расчетной продолжительности миссии 17 лет, ЯЭУ будет функционировать в режиме высокой мощности всего около 6,2 лет, что по оценкам авторов позволит сохранить работоспособность установки в течение всего предполагаемого срока эксплуатации [16].

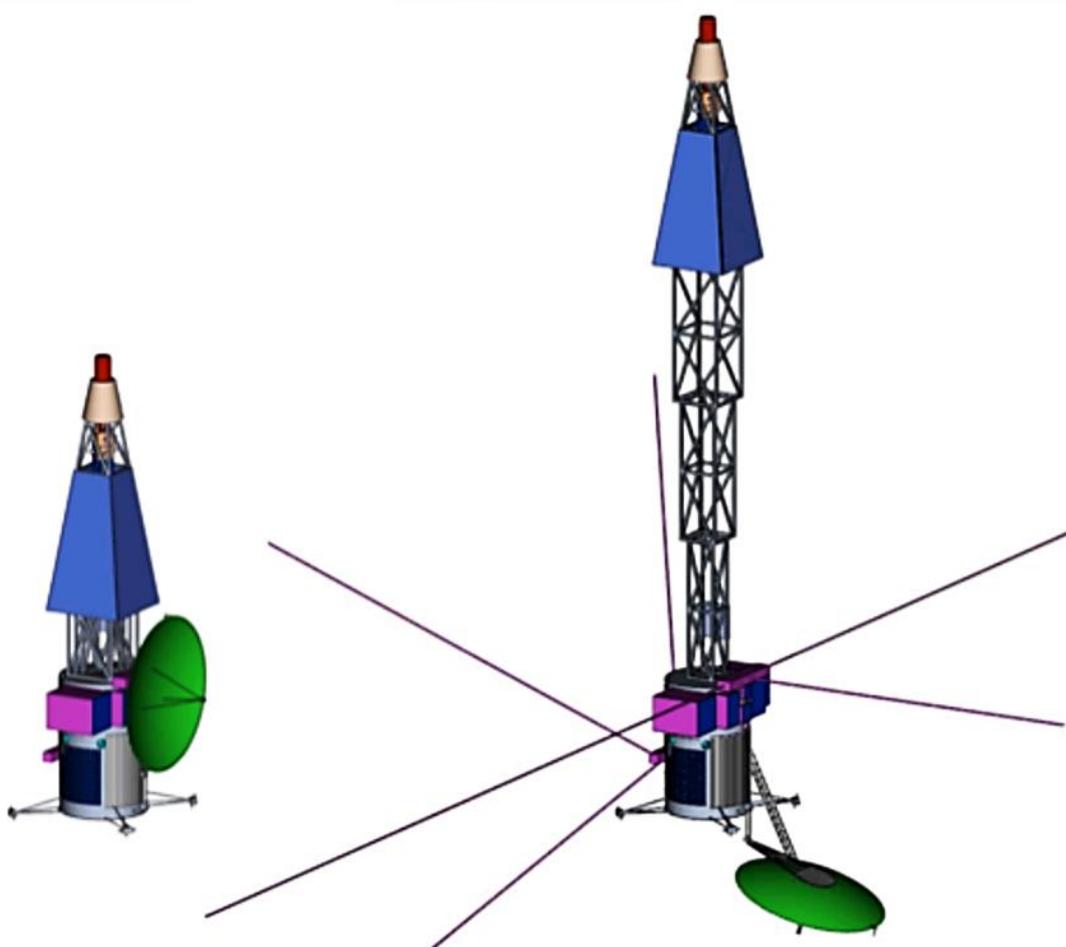


Рис. 1.3.6. Система отведения ЯЭУ от ПАО в сложенном (слева) и разложенном (справа) состоянии [16]

При максимальной тепловой мощности реактора 43,3 кВт(т) вырабатывается 10 кВт(э) электрической мощности, в этом случае КПД составит 23%, из чего можно сделать вывод о высокой эффективности

механических преобразователей энергии по сравнению с термоэлектрическими и термоэмиссионными. Максимальная удельная мощность установки без учета массы адаптера и системы отведения достигает 9,7 Вт(э)/кг, однако если учесть эту массу, а также необходимость эксплуатации ЯЭУ в легком режиме ввиду вышеописанных причин, максимальная удельная мощность не превысит 6 Вт(э)/кг, что ненамного выше, чем у РИТЭГ, но за счет большей доступности радиоактивного топлива и потенциально более высокой энерговооруженности КА такую ЯЭУ целесообразно применять на аппаратах данного класса.

В составе ЭРДУ применены 2 ускорителя NEXT (рис. 1.3.7), потребляющие от 0,6 до 6,9 кВт каждый. Имеется возможность снизить тягу ЭРД до очень малых значений для выполнения высокоточных маневров около исследуемых малых космических тел. Максимальный удельный импульс достигает 40700 м/с и реализуется при работе ЭРД на максимальной мощности. Номинальная электрическая мощность ЯЭУ – 7,55 кВт(э), чего недостаточно для питания 2-х ЭРД в режиме максимального удельного импульса одновременно, поэтому на активных участках траектории работает только один из двигателей, а второй является запасным на случай выхода первого двигателя из строя. Таким образом, ЭРДУ остается работоспособной даже в случае неисправности одного из ускорителей [16].

Важно отметить, что ускорители радиально симметрично расположены на торце ПАО, вследствие чего смещены относительно продольной оси КА. По этой причине авторами проекта предложено устанавливать ЭРД на поворотные платформы, чтобы направлять вектор тяги в центр масс КА во избежание возникновения нежелательного вращающего момента, способного отклонить КА от направления, в котором ему необходимо ускоряться согласно плану полета [16]. Кроме того, ЭРДУ с управляемым вектором тяги позволяет при необходимости корректировать угловое

положение КА намного точнее, чем ЖРД РСУ модели Aerojet MR-111С, установленные в виде 4 блоков по 4 ускорителя на специальных консолях, закрепленных в нижней части ПАО (рис. 1.3.7).

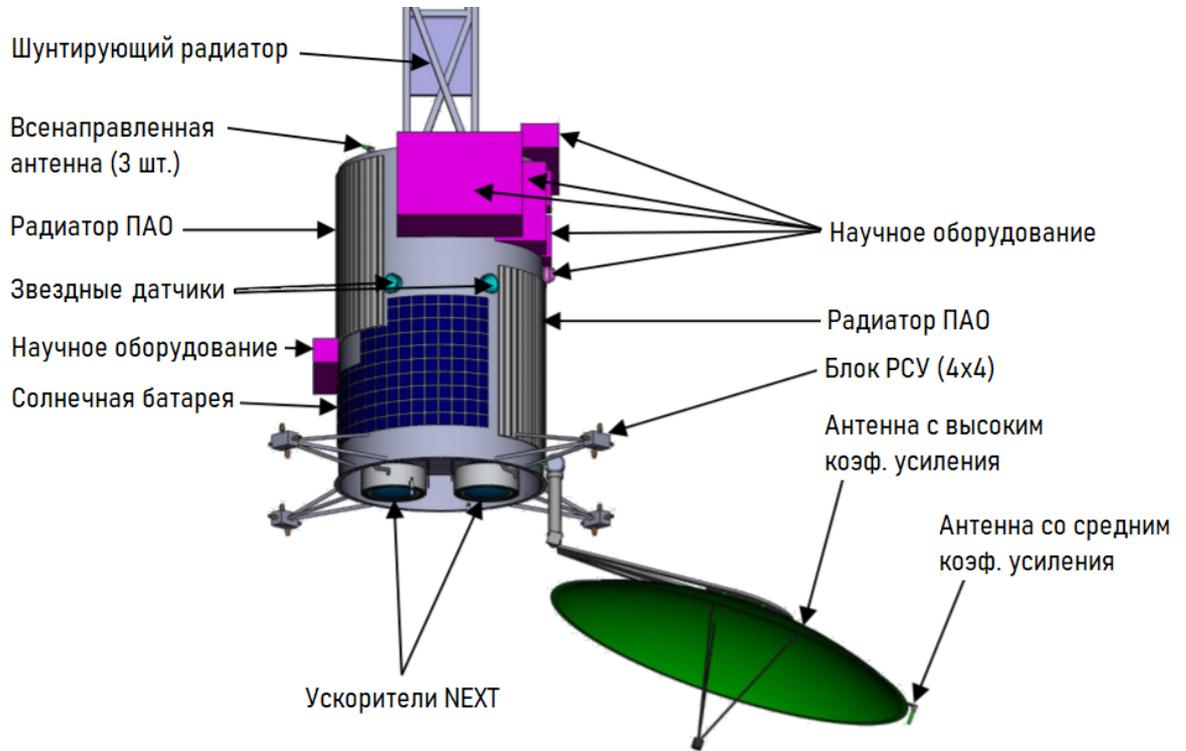


Рис. 1.3.7. Компоновка хвостовой части NEP KBOO [16]

В качестве РН для NEP KBOO решено было использовать Delta IV Heavy с разгонным блоком Star 63F на базе РДТТ (рис.1.3.8). Выбор именно этого носителя (тяжелого класса), еще и с дополнительным ускорителем, объясняется высокой требуемой характеристической энергией отлетной траектории – $58 \text{ км}^2/\text{с}^2$ (рис. 1.3.4), а Delta IV Heavy в связке со Star 63F на момент начала работ по проекту NEP KBOO была единственной системой выведения в распоряжении NASA, обладающей необходимыми летно-техническими характеристиками. При этом авторы указывают, что выводить КА на отлетную траекторию допускается на любом другом носителе, который гипотетически может появиться в будущем, если он обладает достаточным запасом характеристической скорости при заданной массе ПГ и подходящими внутренними размерами обтекателя [16].

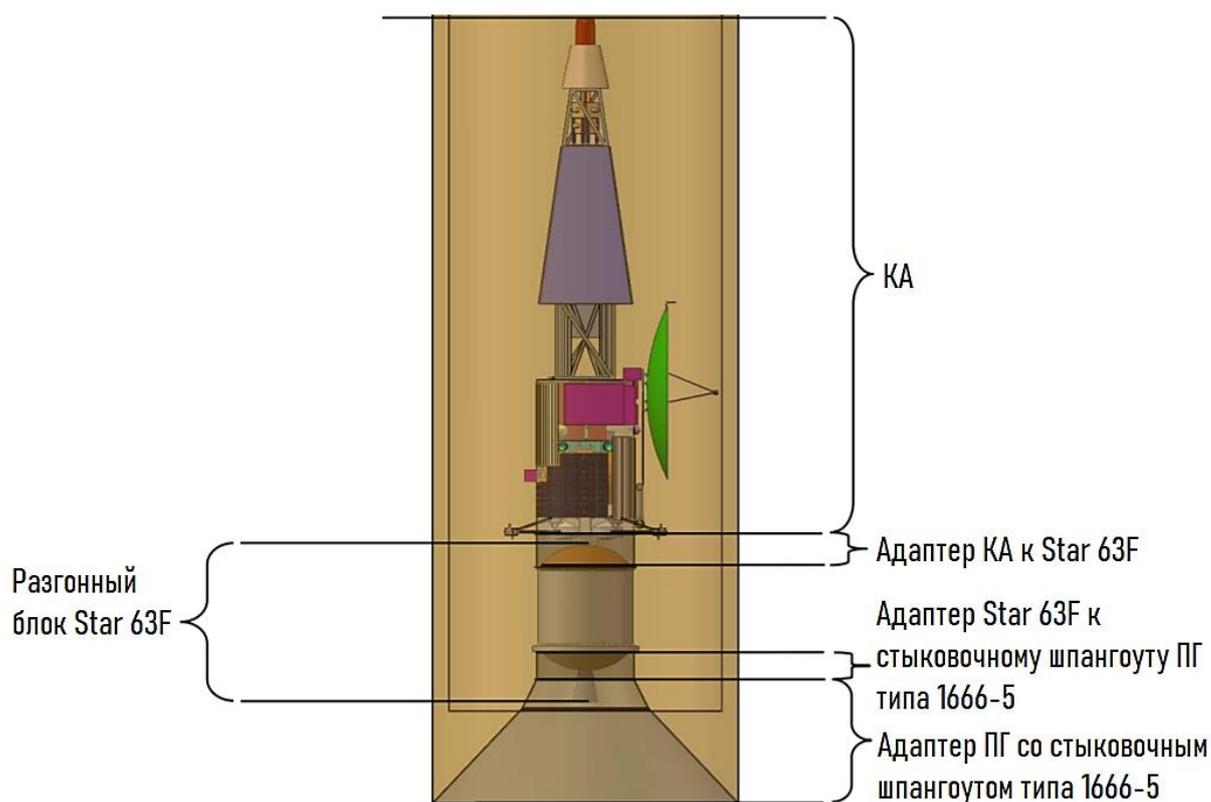


Рис. 1.3.8. NEP КВОО внутри обтекателя РН [16]

NEP КВОО на данный момент остается одним из наиболее глубоко проработанных проектов исследовательских КА с ЯЭУ, информация о которых находится в открытом доступе. Проект представляет интерес, т. к. предполагает применение технических решений, большую часть которых возможно реализовать с использованием уже существующих технологий и наработок, например таких, как ЭРД NEXТ, которые на текущий момент проходят заключительную фазу испытаний. Другие модули, как например ЯЭУ Kilopower 10 кВт(э), станут доступны для применения уже в ближайшем будущем. Использование более современных РН, таких как Falcon Heavy производства SpaceX (с возвращаемыми ракетными блоками первой и второй ступеней) вместо проверенной временем, но весьма дорогостоящей Delta IV Heavy, позволит значительно сократить стоимость пуска. Таким образом, проект NEP КВОО имеет большой потенциал для дальнейшего развития и создания в обозримые сроки новых модификаций КА данного класса, ориентированных в том числе на транспортные задачи.

ГЛАВА 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОЗИТНОЙ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

2.1 Определение основных проектных параметров силовой конструкции

Выбор аналога разрабатываемой силовой конструкции

В пункте 1.1 приведено обоснование целесообразности применения ЯЭУ в качестве источника энергии для КА с ЭРДУ по причине более высокой возможной удельной мощности (Вт(э)/кг) таких установок по сравнению с ФЭП и РИТЭГ. ЯЭУ даже с учетом вспомогательного оборудования потенциально имеют меньшую массу при той же электрической мощности, что положительно сказывается на относительной массе ПГ, доставляемого КА с ЭРДУ на целевую орбиту около заданного космического тела. Другой способ увеличения относительной массы ПГ – снижение масс элементов силовой конструкции за счет применения КМ с высокими удельными характеристиками, что является основной целью данной работы. Для достижения цели будут применяться рациональные методы проектирования, а именно прямая параметрическая оптимизация. Геометрия и расчеты будут выполняться в среде Workbench программного комплекса ANSYS версии 2019R1.

Для определения основных проектных параметров разрабатываемой конструкции предлагается выбрать конструкцию КА NEP КВОО (с. 27) в качестве аналога, т. к. среди описанных выше проектов именно по NEP КВОО в открытом доступе имеется наиболее полное описание компоновки и внутреннего устройства, план полета, детальные сведения о системах КА, а также достаточно подробное обоснование части технических решений [16], на которые целесообразно ссылаться при

определении основных проектных параметров композитной силовой конструкции для КА данного класса.

Таким образом, бортовые системы, учет которых принципиально важен для определения реалистичного напряженно-деформированного состояния элементов облегченной силовой конструкции, принимаются аналогичными бортовым системам NEP КВОО. Их массы и расположение будут скопированы в текущий проект в виде точечных масс, приложенных к размещенным в соответствующих местах шпангоутам несущих элементов разрабатываемой конструкции. Массы некоторых систем будут сгруппированы в общую для них точечную массу для упрощения расчетной задачи для электронно-вычислительной машины (ЭВМ) и ускорения процесса параметрической оптимизации.

В текущем проекте планируется применять ЯЭУ из линейки Kilopower с максимальной электрической мощностью 10 кВт(э), идентичную устанавливаемой на NEP КВОО. Для нее также определено минимальное допустимое расстояние от ядра реактора до оборудования внутри и на поверхности ПАО – 12660 мм (рис. 2.1.1), на котором дозовая нагрузка на бортовые системы не превысит допустимого предела за весь предполагаемый период эксплуатации КА (17 лет) [16].

Как было описано выше, в ЭРДУ NEP КВОО применяются ЭРД с управляемым вектором тяги. Еще одно из преимуществ такого решения – снижение требований к формо- и размеростабильности элементов силовой конструкции КА. В случае, например, возникновения температурных деформаций, искажения геометрии элементов конструкции и последующего смещения центра масс КА относительно номинального положения, вектор тяги может быть скорректирован во избежание возникновения нежелательного вращающего момента, негативно воздействующего на точность выполнения плана полета. Масса и эксплуатационные

особенности РСУ и ЭРДУ НЕР КВОО будут учтены при разработке композитной силовой конструкции аналогичного КА.

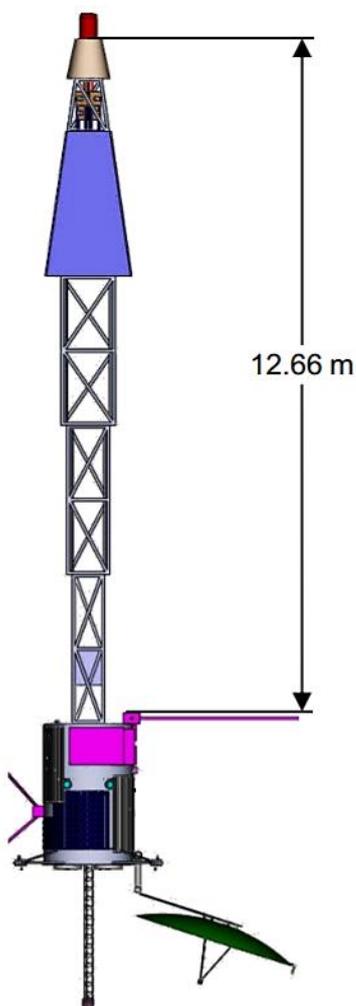


Рис. 2.1.1. КА НЕР КВОО [16]

Габаритные размеры элементов силовой конструкции

Составляющие силовой конструкции КА описываемого класса изображены на рис. 2.1.2 как поз. 2-7. Компоновка силовой конструкции аналогична НЕР КВОО (рис. 2.1.1), так, нижний шпангоут поз. 4 во время выведения состыкован с верхним шпангоутом поз. 7 и данная секция воспринимает вес поз. 1, 2, 3 и закрепленных на них бортовых систем. Поз. 5, 6 во время выведения сложены и в виде нагрузки воспринимают только собственный вес, опираясь на поз. 7 при осевом ускорении и на поз. 4 при поперечном.

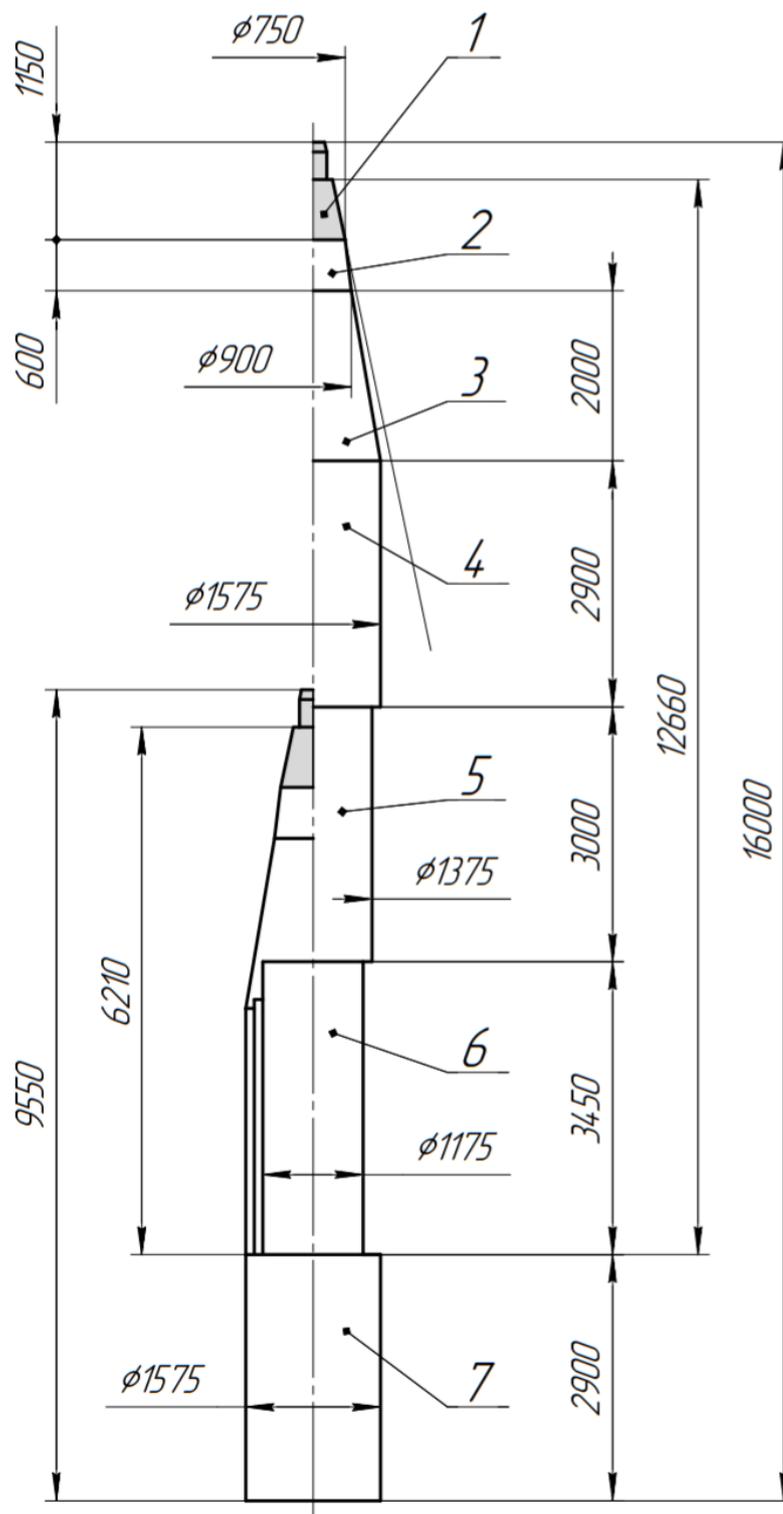


Рис. 2.1.2. Конструктивно-компоновочная схема силовой конструкции разрабатываемого КА, слева – система отведения сложена, справа – разложена:
 1 – ЯЭУ; 2 – адаптер ЯЭУ; 3 – коническая секция; 4 – внешняя цилиндрическая секция; 5 – средняя цилиндрическая секция; 6 – внутренняя цилиндрическая секция; 7 – секция ПАО

Для выведения КА с композитной силовой конструкцией на отлетную траекторию предлагается применить РН Falcon Heavy производства SpaceX, т. к. данный носитель обладает необходимыми летно-техническими характеристиками уже в стандартной конфигурации, т.е. при выведении КА типа NEP КВОО отсутствует необходимость в дополнительном разгонном блоке, как у РН-конкурента – Delta IV Heavy. При этом в открытом доступе имеется подробная официальная инструкция с описанием условий выведения, внутренних размеров обтекателя, характеристик адаптера ПГ и другой важной информации, необходимой для проведения корректного проектного расчета и оптимизации элементов силовой конструкции выводимого КА [17]. Кроме того, пуск Falcon Heavy оценивается в значительно меньшую сумму – около \$100 млн. при сохранении ракетных блоков первой ступени, что приблизительно в 4 раза дешевле, чем пуск полностью одноразовой Delta IV Heavy.

Стандартный адаптер ПГ, предоставляемый SpaceX, имеет диаметр 1575 мм (рис. 2.1.3). Следовательно, наружный диаметр секции ПАО (поз. 7), а также внешней цилиндрической секции системы отведения (поз. 4), принимается равным 1575 мм. Диаметр данного элемента у конструкции-аналога составляет 1630 мм при длине отсека 2650 мм [16], поэтому длина секции ПАО (поз. 7) принимается равной 2900 мм, чтобы компенсировать уменьшение внутреннего объема отсека. Диаметры средней (поз. 5) и внутренней (поз. 6) секций равны соответственно 1375 мм и 1175 мм, т. к. под направляющие и механизмы осевого перемещения секций конструкции заложено по 100 мм на сторону. Диаметры стыковочных шпангоутов конической секции (поз. 3) системы отведения и адаптера ЯЭУ (поз. 2) также показаны на схеме (рис. 2.1.2). Значения этих диаметров, а также длины поз. 2 и 3 выбраны таким образом, чтобы панели радиаторов ЯЭУ, размещенные на конической (поз. 3) и внешней цилиндрической секции (поз. 4), оказались в тени радиационного щита реактора (граница защищенной области показана тонкой линией).

Длины поз. 4, 5, 6 выбраны с целью обеспечить минимальное требуемое расстояние от ядра реактора до верхнего шпангоута секции ПАО (поз. 7) – 12660 мм. Средняя (поз. 5) и внутренняя (поз. 6) цилиндрические секции длиннее внешней (поз. 4), т. к. свободный объем внутри конической секции (поз. 3) позволяет сложить систему отведения так, как показано на схеме (рис. 2.1.2), и сократить таким образом длину КА в сложенном состоянии до 9550 мм. Это позволит снизить изгибающий момент от сил инерции, действующих на конструкцию на активном участке траектории выведения при возникновении поперечных ускорений (по предварительным оценочным расчетам наиболее опасных для КА описываемой геометрии).

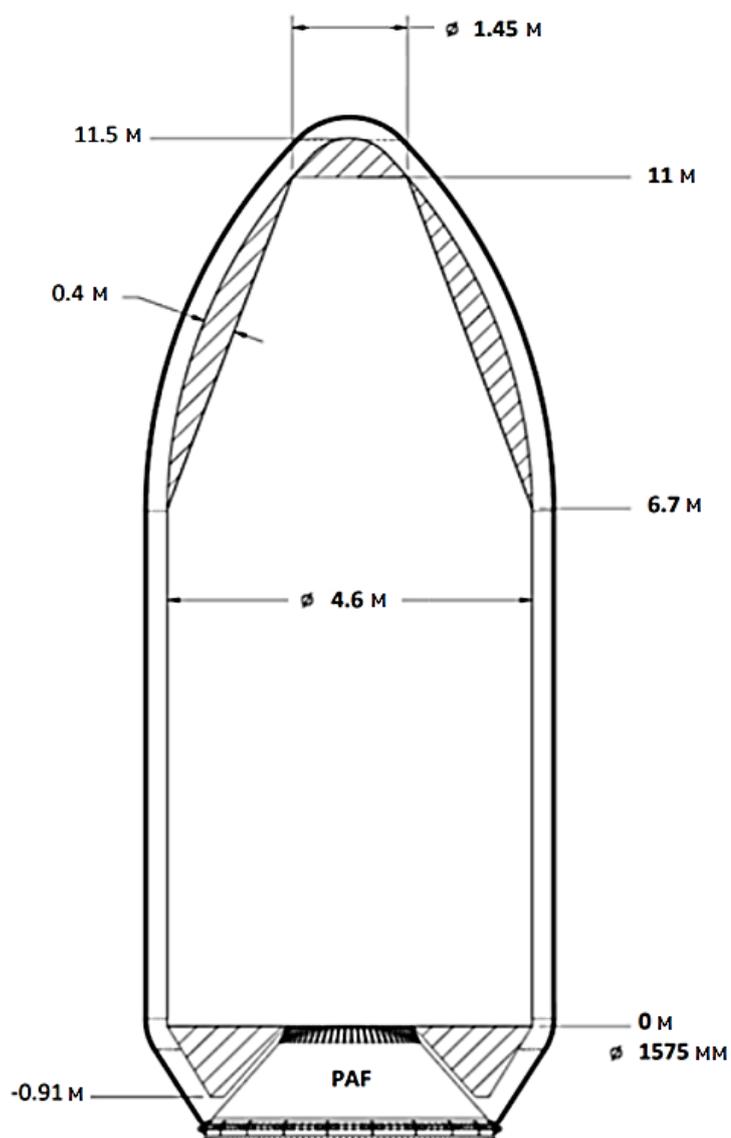


Рис. 2.1.3. Внутренние размеры обтекателя Falcon Heavy [17]

Учет масс бортовых систем, закрепленных на силовой конструкции

Для определения напряженно-деформированного состояния элементов силовой конструкции под действием ускорений, возникающих в процессе выведения, требуется приложить к ним точечные массы, отражающие массы бортовых систем. Точечные массы размещаются на оси КА и прикладываются таким образом, чтобы расчет производился в запас, то есть в основном к верхним или нижним торцам элементов, при необходимости со смещением вдоль оси КА – оси Y. Значения и координаты этих масс приведены в табл. 2.1.1.

Таблица 2.1.1

Бортовые системы КА в виде точечных масс [16]

№	Бортовая система или группа систем	Масса, кг	Секция силовой конструкции	Область приложения массы	Смещение вдоль оси Y, мм
1	Реактор ЯЭУ, радиационный щит, преобразователи Стирлинга	732	Адаптер ЯЭУ	верхний шпангоут секции	0 (отн. верхнего торца)
2	Панели радиаторов ЯЭУ (12 м ²)	58	Внешняя цилиндрическая секция системы отведения	верхний шпангоут секции	0 (отн. верхнего торца)
3	Средняя и внутренняя секции системы отведения (предположение, сделанное для расчета внешней цилиндрической секции в запас)	40	Внешняя цилиндрическая секция системы отведения	верхний шпангоут и кольцевые ребра секции (все)	-1450 (отн. верхнего торца)

4	Система распределения электроэнергии, система терморегуляции, научное оборудование и система связи	494	Секция ПАО	верхний шпангоут секции	-100 (отн. верхнего торца)
5	Центральный компьютер и система хранения данных, телеметрия, система управления ориентацией КА в пространстве, баки с гидразином и система подачи РТ для двигателей РСУ	113	Секция ПАО	2-4 ближайших кольцевых ребра (будут определены после проведения предварительных расчетов)	-1300 (отн. верхнего торца)
6	Бак с ксеноном и система подачи РТ для ЭРДУ	1300	Секция ПАО	2-4 ближайших кольцевых ребра (будут определены после проведения предварительных расчетов)	-2175 (отн. верхнего торца)
7	Блоки питания ЭРДУ, ЭРД на поворотных платформах, консоли блоков РСУ, блоки РСУ, антенны дальней космической связи	102	Секция ПАО	нижний шпангоут секции	0 (отн. нижнего торца)

Наибольшие значения ускорений, действующих на КА, приходится на этап выведения. В это время система отведения ЯЭУ от ПАО сложена, нижний шпангоут внешней цилиндрической секции состыкован с верхним шпангоутом секции ПАО. Кроме описанных точечных масс, при расчете учитываются массы вышерасположенных элементов конструкции, получившиеся в результате оптимизации. Поэтому расчет и оптимизация элементов конструкции выполняются последовательно сверху вниз – адаптер ЯЭУ, коническая секция системы отведения, внешняя цилиндрическая секция системы отведения, секция ПАО.

Средняя и внутренняя секции системы отведения на прочность и устойчивость не рассчитываются. Вместо этого условием их работоспособности должна быть достаточная жесткость силовой конструкции в разложенном состоянии, т. е. наборы геометрических параметров необходимо подобрать из условия достижения минимального допускаемого значения первой собственной частоты разложенного КА. При расчете и оптимизации внешней секции системы отведения масса данных секций еще не определена, поэтому делается предположение о том, что она в сумме не превышает 40 кг, что отражено в табл. 2.1.1.

2.2 Механические модели элементов силовой конструкции

Адаптер ЯЭУ

В приложении DesignModeler были выполнены параметризованные геометрические модели элементов силовой конструкции. Модель адаптера ЯЭУ представлена на рис. 2.2.1. Входные параметры:

- L – длина секции, мм;
- D – диаметр нижнего шпангоута, мм;
- d – диаметр верхнего шпангоута, мм;
- B – ширина обоих шпангоутов, мм;

- H – толщина обоих шпангоутов, мм;
- h – толщина оболочки, мм;
- $b1$ – ширина продольных ребер, мм;
- $b2$ – ширина кольцевых ребер, мм;
- N_ribs – количество продольных ребер ($N_ribs \in \mathbb{N}$);
- $N_circles$ – количество кольцевых ребер ($N_circles \in \mathbb{N}$);
- R – радиус галтелей в местах пересечения ребер, мм.

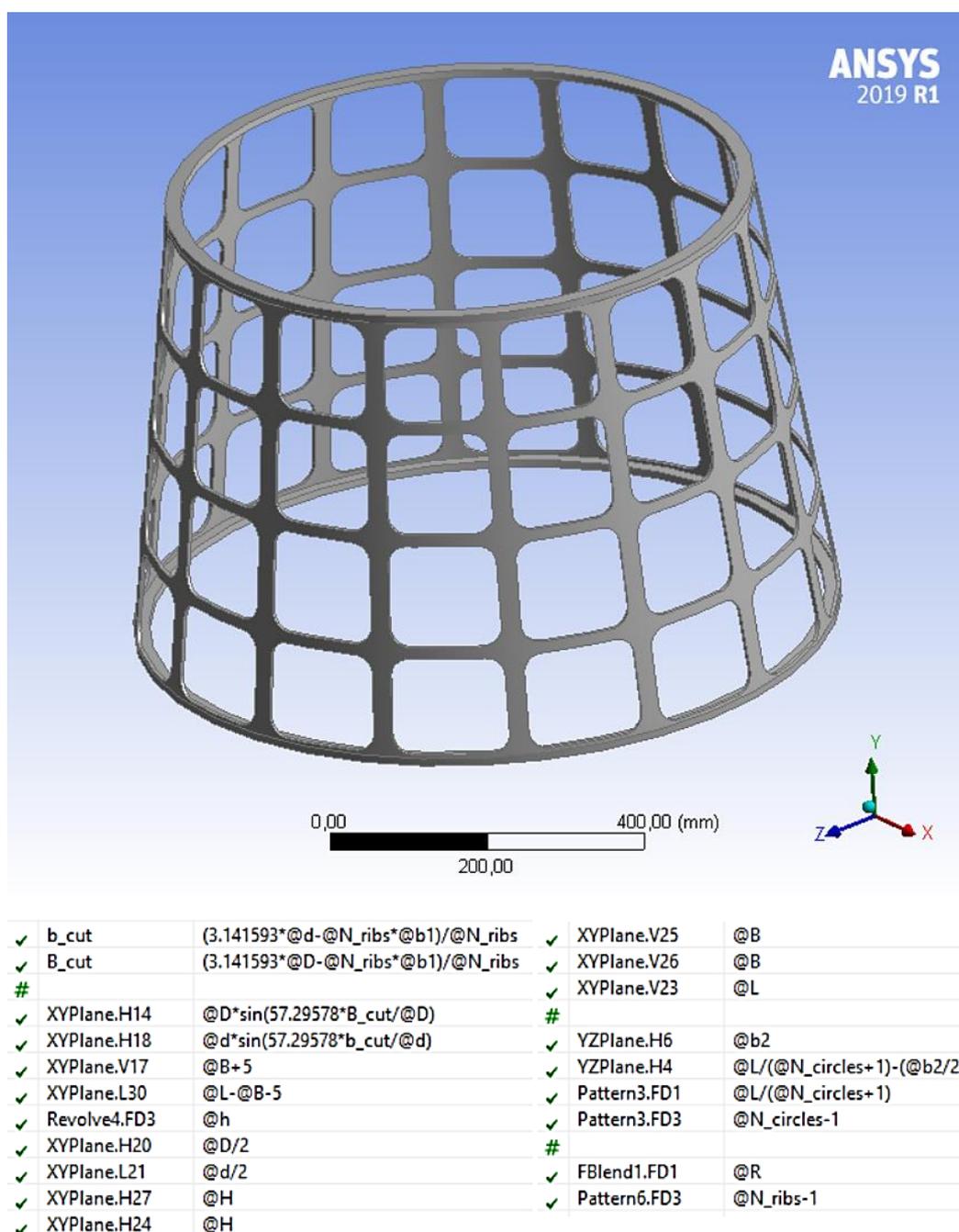


Рис. 2.2.1. Параметризованная геометрическая модель адаптера ЯЭУ

При варьировании параметров должно соблюдаться условие (2.2.1):

$$b1 \cdot N_ribs \leq \pi \cdot \min (D; d) \quad (2.2.1)$$

Модель выполнена в виде твердого тела, т. к. адаптер ЯЭУ предлагается производить из изотропного материала – титанового сплава Ti-6Al-4V, свойства которого приведены в табл. 2.2.1. Выбор объясняется тем, что температура верхнего шпангоута адаптера при работе ЯЭУ на высокой мощности может достигать 600-700°C, что превышает рабочую температуру большей части материалов с сопоставимыми или более высокими удельными характеристиками. Применение металломатричных КМ, армированных длинными волокнами, ограничено из-за сложности производства из них крупногабаритных деталей, а сплавы, армированные частицами, плохо поддаются механической обработке, которая для элемента данной геометрии представляется наиболее целесообразным методом производства.

Таблица 2.2.1

Механические свойства сплава Ti-6Al-4V
из библиотеки материалов ANSYS при 20°C

№	Свойство	Значение
1	Плотность, кг/м ³	4405
2	Модуль Юнга, ГПа	107
3	Модуль сдвига, ГПа	40,4
4	Объемный модуль упругости, ГПа	100,8
5	Коэффициент Пуассона	0,323
6	Предел текучести, МПа	1098

Кроме того, необходимо добиться снижения температуры нижнего шпангоута, чтобы снизить требуемую рабочую температуру материала

конической секции системы отведения, а титановые сплавы, в частности Ti-6Al-4V, обладают коэффициентом теплопроводности около 8-10 Вт/м·К в диапазоне температур 20-700°С, что значительно ниже, чем у конструкционных сплавов на основе других металлов. Также Ti-6Al-4V является одним из наиболее распространенных титановых сплавов, поэтому его применение дополнительно обосновано экономически.

Композитные элементы силовой конструкции

Секции системы отведения и секцию ПАО предлагается выполнить в виде сетчатой конструкции из углепластика методом намотки однонаправленного препрега на оправку, т. к. несущий элемент такой геометрии обладает крайне высокой весовой эффективностью. Геометрическая модель (рис. 2.2.2) полностью параметризована и универсально подходит для всех секций системы отведения и секции ПАО. Она представляет из себя набор поверхностей для последующей генерации сетки и передачи полученной сеточной модели в модуль ACP (Pre) (англ. *Ansys Composite Prep/Post (Preprocessor)*). В нем задаются толщина, количество и направление укладки слоев препрега. Ниже приведены входные параметры модели:

- L – длина секции, мм;
- D – диаметр нижнего шпангоута, мм;
- d – диаметр верхнего шпангоута, мм;
- B – ширина обоих шпангоутов, мм;
- H – толщина обоих шпангоутов, мм;
- h – толщина оболочки, мм;
- $b1$ – ширина спиральных ребер, мм;
- $b2$ – ширина кольцевых ребер, мм;
- N_rib_pairs – количество пар спиральных ребер ($N_rib_pairs \in \mathbb{N}$);

- K – количество пересечений одного спирального ребра со спиральными ребрами противоположного направления ($K \in \mathbb{N}$);
- c_pos – параметр, определяющий количество и схему размещения кольцевых ребер ($c_pos \in \{0; 1\}$).

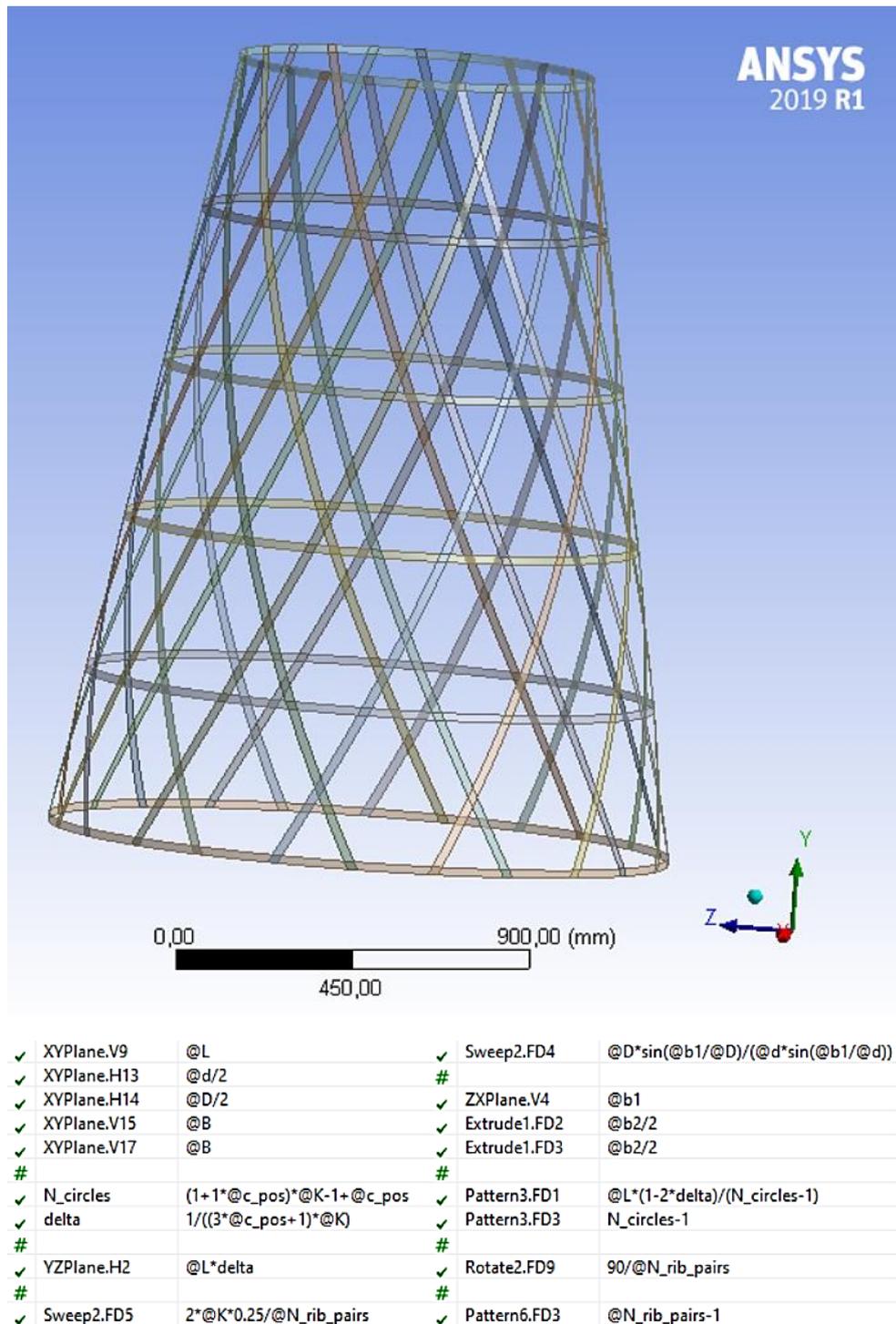


Рис. 2.2.2. Параметризованная геометрическая модель, универсальная для всех композитных сетчатых элементов силовой конструкции

На рис. 2.2.2 показана геометрия при $c_{pos} = 0$, на рис. 2.2.3 – при $c_{pos} = 1$. В первом случае количество кольцевых ребер равно $K-1$, во втором – $2 \cdot K$.

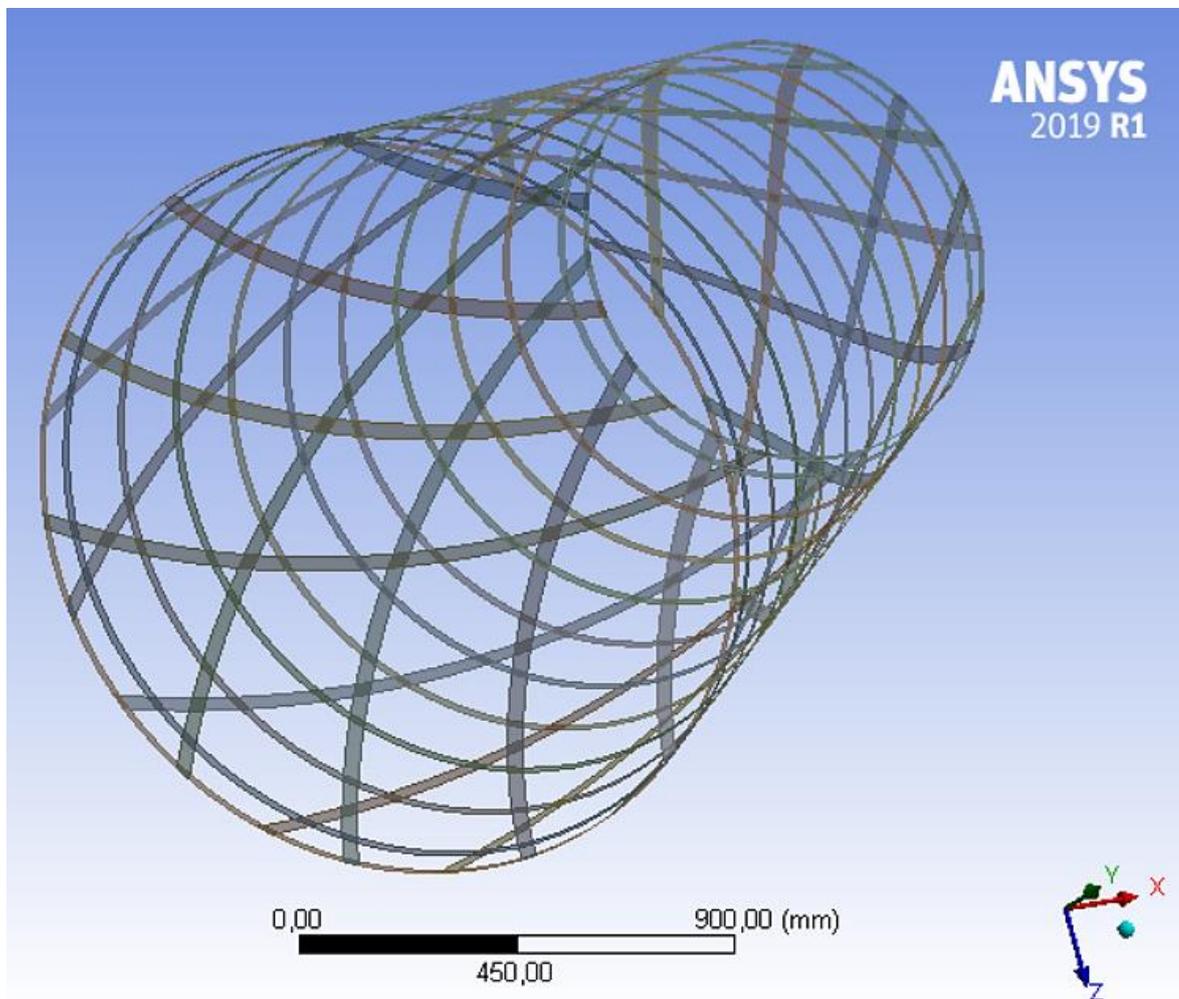


Рис. 2.2.3. Альтернативная схема размещения кольцевых ребер в универсальной модели (от рис. 2.2.2. отличается только значением c_{pos})

В случае, если необходимо смоделировать цилиндрическую секцию, диаметры верхнего и нижнего шпангоутов задаются одинаковыми. Важно отметить, что места соединения спиральных ребер со стыковочными шпангоутами равноудалены друг от друга, т. к. это позволяет распределить нагрузку по шпангоутам более равномерно. Обе схемы размещения кольцевых ребер выполнены таким образом, чтобы расстояние между кольцевыми ребрами было одинаковым.

Так как модель представляет собой набор отдельных поверхностей, для обеспечения корректного поведения механической модели необходимо связать спиральные и кольцевые ребра, а также стыковочные шпангоуты контактами типа bonded (рис. 2.2.4). Данная операция выполняется с помощью генератора контактов, так что при вариации соответствующих входных параметров количество активных контактов меняется автоматически.

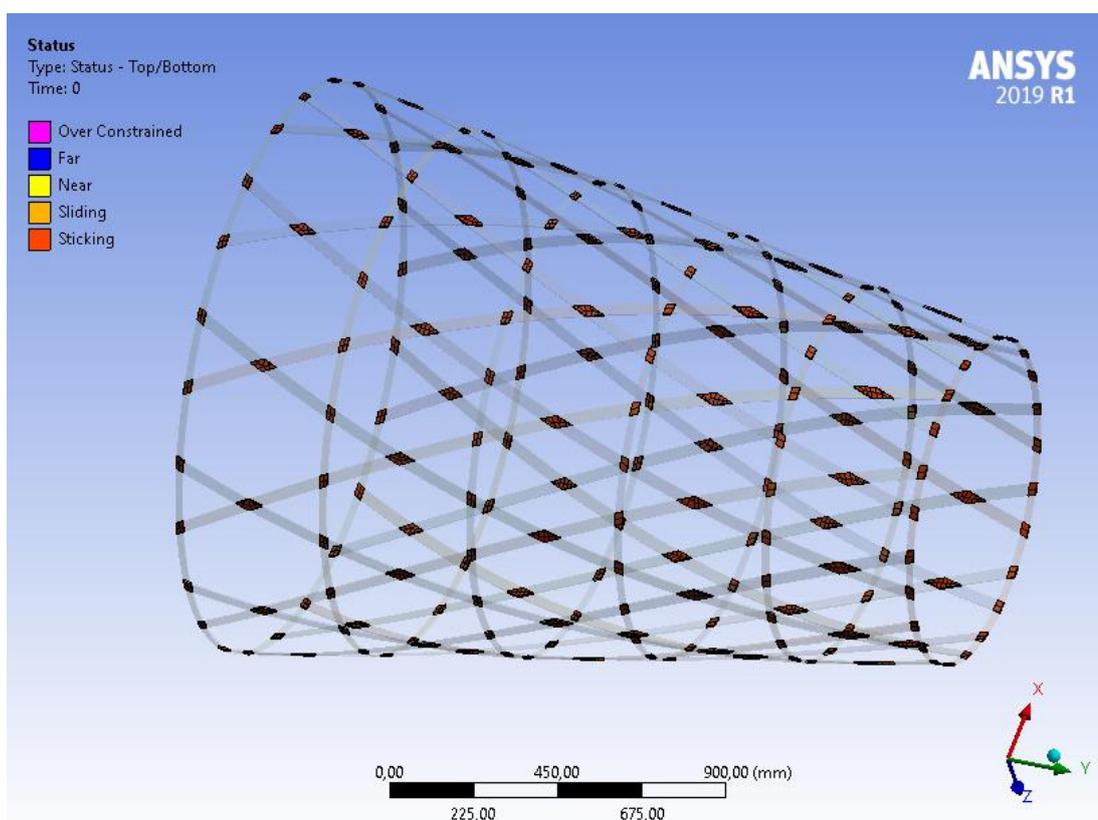


Рис. 2.2.4. Статус контактов между ребрами и шпангоутами – отсутствие относительных перемещений

Далее с помощью инструмента Worksheet формируются именованные выборки поверхностей, образующих правые и левые спиральные ребра, кольцевые ребра и стыковочные шпангоуты. Включение поверхности в соответствующую выборку производится по имени поверхности, которое в случае спиральных ребер наследуется при построении массива геометрических элементов, в случае шпангоутов назначается заранее, а в

случае кольцевых ребер сохраняется принятое по умолчанию. Количество вхождений в именованные выборки спиральных и кольцевых ребер меняется при изменении количества этих ребер, то есть выборки являются «динамическими».

Таким образом, с помощью автоматических контактов и именованных выборок переменного размера становится возможным варьирование количества спиральных и кольцевых ребер, что в значительной степени повышает качество проводимой параметрической оптимизации сетчатого элемента силовой конструкции.

После генерации сетки данные передаются в вышеупомянутый модуль ACP (Pre). В нем по созданным именованным выборкам формируются так называемые ориентированные выборки, определяющие направление отсчета угла укладки препрега на соответствующие поверхности для каждого конечного элемента, входящего в их состав. База отсчета угла армирования показана на рис. 2.2.5 желтыми стрелками.

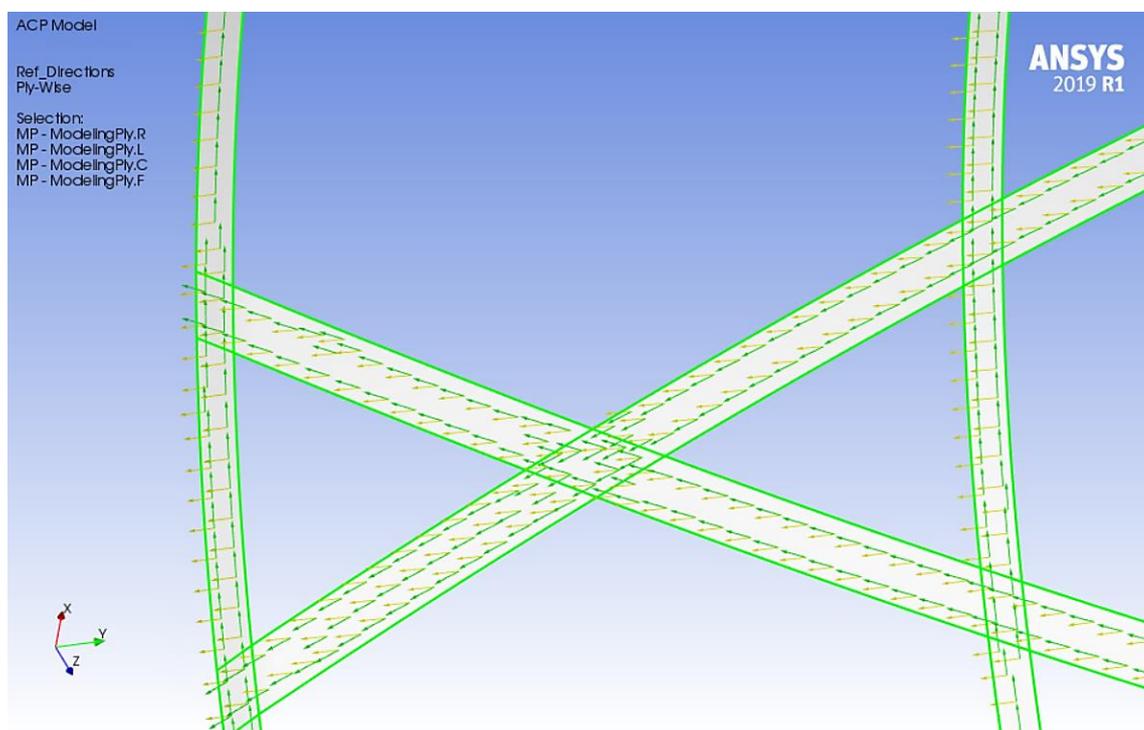


Рис. 2.2.5. Направление армирующих волокон после укладки слоев препрега – зеленые стрелки

В качестве материала был выбран однонаправленный препрег из библиотеки материалов ANSYS на основе высокомодульных углеродных волокон (395 ГПа) и эпоксидного связующего. Предварительные расчеты показали, что коэффициент запаса устойчивости оказывается ниже коэффициента запаса прочности, поэтому целесообразно выбрать именно высокомодульный препрег, а не высокопрочный. Его свойства приведены в табл. 2.2.2:

Таблица 2.2.2

Механические свойства высокомодульного препрега
из библиотеки материалов ANSYS

№	Свойство	Значение
1	Плотность, кг/м ³	1540
2	Модуль Юнга по X (вдоль волокна), ГПа	209
3	Модуль Юнга по Y, ГПа	9,45
4	Модуль Юнга по Z, ГПа	9,45
5	Модуль сдвига XY, ГПа	5,5
6	Модуль сдвига YZ, ГПа	3,9
7	Модуль сдвига XZ, ГПа	5,5
8	Коэффициент Пуассона XY	0,27
9	Коэффициент Пуассона YZ	0,4
10	Коэффициент Пуассона XZ	0,27
11	Предел прочности при растяжении по X, МПа	1979
12	Предел прочности при растяжении по Y, МПа	26
13	Предел прочности при растяжении по Z, МПа	26
14	Предел прочности при сжатии по X, МПа	893
15	Предел прочности при сжатии по Y, МПа	139
16	Предел прочности при сжатии по Z, МПа	139

17	Предел прочности по касательным напряжениям XY, МПа	100
18	Предел прочности по касательным напряжениям YZ, МПа	50
19	Предел прочности по касательным напряжениям XZ, МПа	100
20	Максимальная относительная деформация при растяжении по X	0,0092
21	Максимальная относительная деформация при растяжении по Y	0,0031
22	Максимальная относительная деформация при растяжении по Z	0,0031
23	Максимальная относительная деформация при сжатии по X	0,0053
24	Максимальная относительная деформация при сжатии по Y	0,0172
25	Максимальная относительная деформация при сжатии по Z	0,0172
26	Максимальная относительная деформация при сдвиге XY	0,016
27	Максимальная относительная деформация при сдвиге YZ	0,014
28	Максимальная относительная деформация при сдвиге XZ	0,016

В описываемой механической модели спиральные и кольцевые ребра состоят из 4 слоев толщиной $h/4$, а стыковочные шпангоуты – из 2 слоев толщиной $H/2$. По формуле (2.2.2) угол укладки волокон для конической секции определяется как среднее значение углов подъема спиральных ребер у нижнего и верхнего шпангоутов.

$$\varphi = \pm(\arctan\left(\frac{\pi \cdot D \cdot K}{2 \cdot N_{rib_pairs} \cdot L}\right) + \arctan\left(\frac{\pi \cdot d \cdot K}{2 \cdot N_{rib_pairs} \cdot L}\right))/2 \quad (2.2.2)$$

Таким образом, получена универсальная механическая модель для расчета напряженно-деформированного состояния и форм потери устойчивости композитных элементов силовой конструкции – секций системы отведения, а также секции ПАО.

2.3 Условия расчетной задачи

Допущения при расчете напряженно-деформированного состояния элементов силовой конструкции

Стоит отметить, что из модуля ACP (Pre) в модуль Static Structural передается именно оболочечная модель, а не твердотельная, т. к. только в этом случае модель полностью параметризуется с помощью встроенных инструментов ANSYS Workbench без использования скриптов и корректно перестраивается при изменении входных параметров. Кроме того, проектный расчет и оптимизация конструкции подразумевают максимально возможное упрощение механической модели для сокращения времени проведения параметрической оптимизации. По этой причине в данной работе не учитывается термическое воздействие на элементы силовой конструкции и другие факторы, степень влияния которых на напряженно-деформированное состояние конструкции можно считать незначительной при проведении проектного расчета, но которые, тем не менее, следует учитывать при дальнейшей конструкторской проработке проекта.

При этом важно помнить, что в процессе реальной эксплуатации КА высока вероятность ухудшения механических свойств элементов конструкции вследствие деградации материала из-за температурных деформаций (могут быть циклическими и приводить к накоплению дефектов в материале) и ионизирующего излучения, исходящего от Солнца и бортовой ЯЭУ, кроме того, на материал могут негативно воздействовать так называемые галактические космические лучи – высокоэнергетические частицы с энергиями порядка нескольких десятков МэВ, а также жесткое рентгеновское и гамма-излучение, фон которых тем выше, чем ближе КА к гелиопаузе. Тем не менее, высокие механические нагрузки на конструкцию аппарата действуют только на этапе выведения на НОО, когда КА все еще находится под обтекателем, реактор ЯЭУ заглушен, температурные нагрузки незначительны и не оказывают заметного влияния на напряженно-

деформированное состояние элементов конструкции, а свойства материалов близки к номинальным. После отстрела створок обтекателя возможен неравномерный нагрев КА, возникновение термических напряжений и нежелательная деформация элементов конструкции, снижающая общую несущую способность механической системы. Однако сброс обтекателя осуществляется, когда аэродинамические потери стремятся к нулю, а гравитационные потери невелики, т. к. угол тангажа на этом участке траектории мал. Поэтому становится допустимым дросселирование тяги ДУ разгонного блока и уменьшение осевой нагрузки на конструкцию с целью снизить вероятность ее повреждения или разрушения без ущерба для результата выполнения полетного задания.

В течение большей части эксплуатационного периода КА, а именно после отстыковки от разгонного блока, максимальная осевая сила, крутящий и изгибающий моменты, действующие на конструкцию, ограничены максимальной тягой ускорителя РСУ – 4,4 Н [16], причем эффективно работать одновременно, не противодействуя друг другу, могут лишь 4 из 16 двигателей при осевом ускорении и вращении относительно продольной оси (крен), и 2 из 16 двигателей при вращении относительно осей тангажа и рыскания – конфигурация РСУ и ЭРДУ идентична НЕР КВОО (рис. 1.3.7). Тяга ЭРДУ составляет не более 0,236 Н [16], так что ее влиянием на напряженно-деформированное состояние конструкции можно пренебречь. Таким образом, предполагается, что после отделения от РН на конструкцию КА действуют только силовые факторы от работы ускорителей РСУ, однако они очень малы и не могут привести к возникновению опасных деформаций и напряжений в элементах силовой конструкции даже в случае значительной деградации свойств материалов.

Поэтому предполагается, что элементы силовой конструкции, воспринимающие нагрузки при выведении, условия полета на малой тяге гарантированно выдержат, а геометрические параметры средней и

внутренней секций системы отведения ЯЭУ от ПАО будут рассчитываться из условия достижения минимальной допускаемой первой собственной частоты КА в разложенном состоянии. Она, в свою очередь, зависит от множества проектных параметров, например таких, как требуемая точность управления ориентацией КА в пространстве и допускаемый перерасход рабочего тела двигателями РСУ. Поэтому средняя и внутренняя секции системы отведения в данной работе оптимизироваться не будут – в условиях ограниченного набора известных входных параметров невозможно корректно определить минимальную допускаемую первую собственную частоту КА. Масса 2-х секций принимается равной 40 кг.

Свойства материалов считаются номинальными, а температура элементов конструкции одинакова в любой точке и равна 20°C.

Ограничения и нагрузки, приложенные к элементам силовой конструкции

В процессе выведения на НОО КА воспринимает значительные перегрузки, продольные от силы тяги маршевых двигателей и поперечные от ветровой нагрузки на носитель. При остановке двигателей перед отстрелом ракетного блока возможно возникновение отрицательных продольных перегрузок от сил лобового сопротивления, но они в расчете не учитываются, поскольку являются намного менее опасными, чем те, что обозначены на рис. 2.3.1 красным цветом.

Ускорения приведены с учетом коэффициента динамичности, поэтому проектный расчет допускается проводить как статический. Как уже было обозначено выше, элементы силовой конструкции, кроме средней и внутренней секций системы отведения, оптимизируется по массе последовательно сверху вниз. Расположенные ниже элементы кроме масс систем, приведенных в табл. 2.1.1, воспринимают также оптимизированную

массу опирающихся на них элементов. Пример приложения граничных условий к механической модели адаптера ЯЭУ показан на рис. 2.3.2.

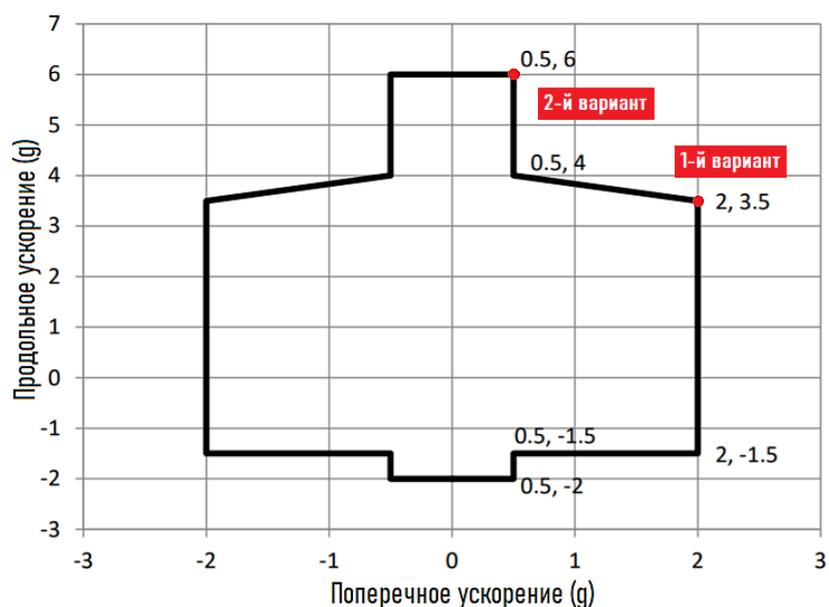


Рис. 2.3.1. Максимальные значения ускорений, воспринимаемых ПГ РН Falcon Heavy [17]

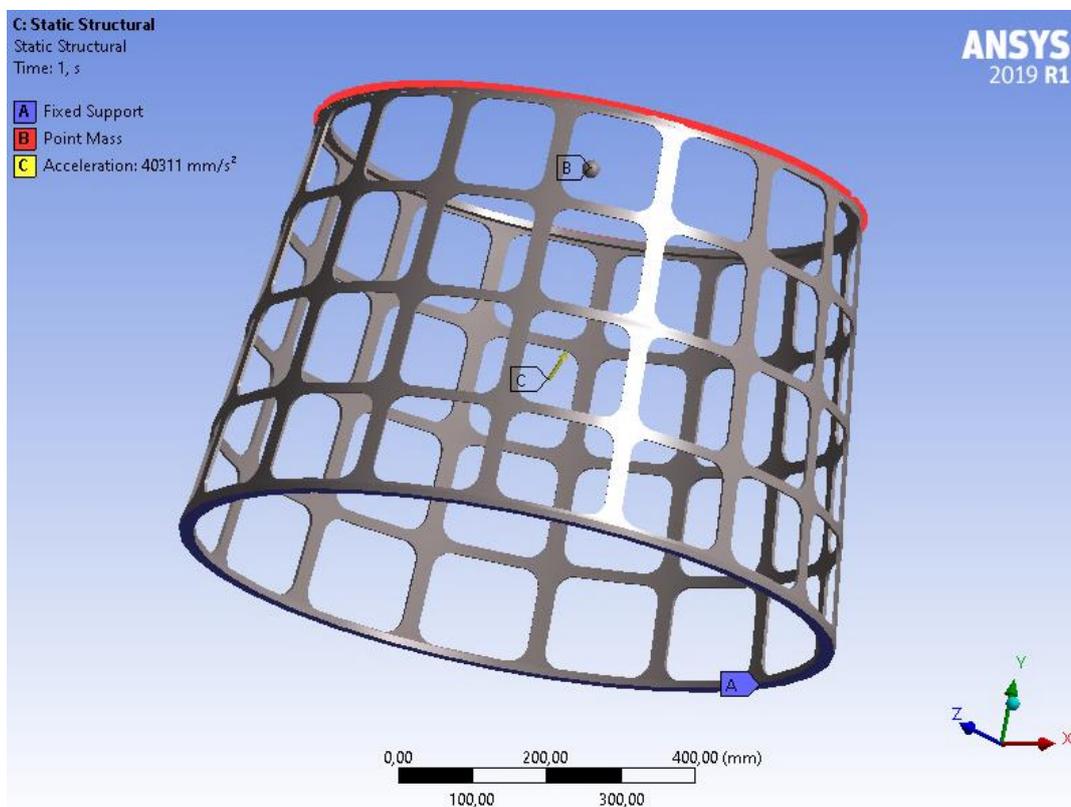


Рис. 2.3.2. Граничные условия при расчете напряженно-деформированного состояния адаптера ЯЭУ

Расчет производится для 2-х наиболее опасных вариантов нагружения, показанных на рис. 2.3.1, Вначале в модуле Static Structural определяется напряженно-деформированное состояние элемента конструкции, нагруженного продольным ускорением 35 м/с^2 и поперечным ускорением 20 м/с^2 (именно эта конфигурация показана на рис. 2.3.2), затем результат решения передается в модуль Eigenvalue Buckling для определения формы потери устойчивости и коэффициента запаса устойчивости. Далее те же вычисления производятся для 2-го варианта нагружения – продольное ускорение 60 м/с^2 , поперечное ускорение 5 м/с^2 . Соответствующая схема проекта в среде Workbench приведена на рис. 2.3.3.

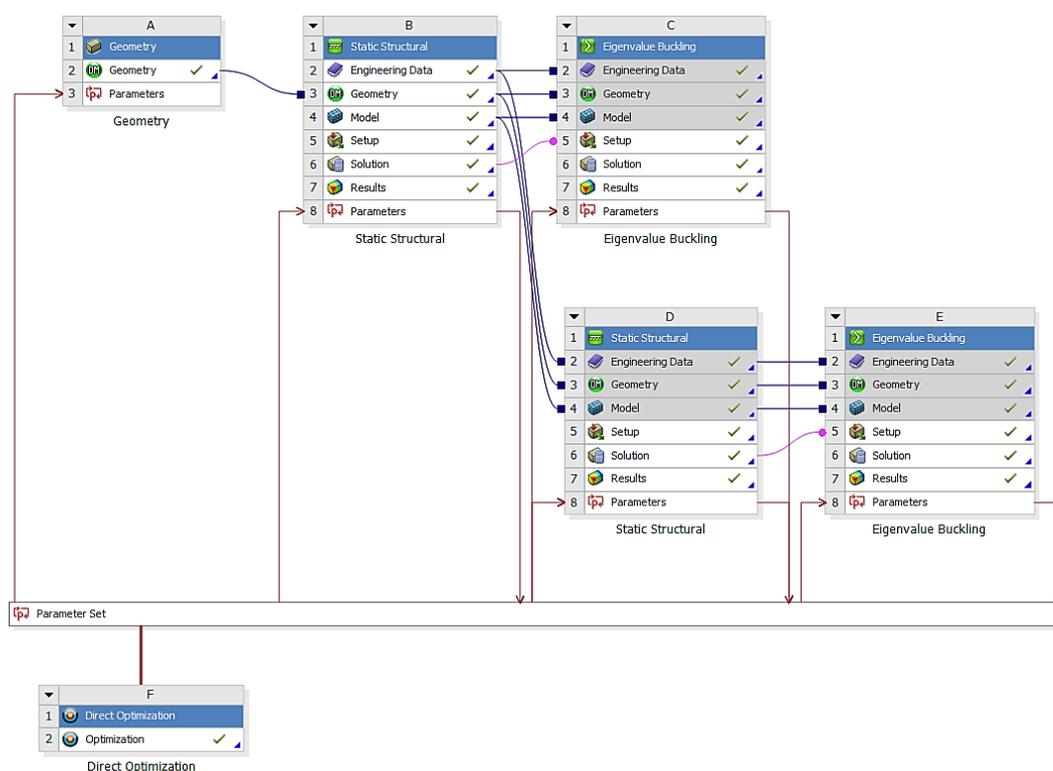


Рис. 2.3.3. Схема проекта в среде Workbench для расчета и оптимизации адаптера ЯЭУ

Аналогичным образом выглядят граничные условия, приложенные к механической модели конической секции системы отведения (рис. 2.3.4), и схема проекта (рис. 2.3.5). Граничные условия отличаются от показанных на рис. 2.3.2 тем, что точечная масса смещена относительно шпангоута вдоль

оси Y , чтобы соответствовать положению общего центра масс реактора ЯЭУ, радиационного щита, преобразователей Стирлинга, а также адаптера ЯЭУ. Подобным образом точечная масса прикладывается и к внешней цилиндрической секции системы отведения, однако в этом случае к кольцевым ребрам и верхнему шпангоуту секции также приложена сила по оси X , отражающая инерционные нагрузки от средней и внутренней цилиндрических секций при поперечных ускорениях. Схема нагружения секции ПАО несколько сложнее, т. к. она содержит несколько точечных масс, но также следует общему принципу.

Важно отметить, что к шпангоутам композитных сетчатых элементов прикладываются массы, тип поведения которых определен как *rigid*. Предполагается, что стыковочные шпангоуты при дальнейшей конструкторской проработке могут быть усилены кольцами из изотропных материалов (рис. 1.3.2) с высокими удельными механическими характеристиками, например, Ti-6Al-4V, для более равномерного распределения нагрузки по контактным поверхностям, а также с целью повышения технологичности процесса соединения секций между собой. За счет такого решения значительно увеличится жесткость стыковочных шпангоутов, поэтому выбор типа поведения *rigid* обоснован.

В случаях точечных масс, приложенных к кольцевым ребрам, делается предположение о том, что оборудование, закрепленное на этих ребрах с помощью специальных зажимов, обладает достаточной жесткостью, чтобы можно было считать тип поведения точечной массы *rigid* приемлемым допущением. К примеру, композитный бак с ксеноном рассчитан под высокое давление [16] и обладает стенками значительной толщины, из-за чего является достаточно жестким сам по себе, поэтому кольцевые ребра, на которые бак подвешивается, оказываются дополнительно механически связаны между собой. Кроме того, применение типа поведения точечной

массы rigid упрощает расчетную задачу для ЭВМ и ускоряет процесс оптимизации элементов разрабатываемой силовой конструкции.

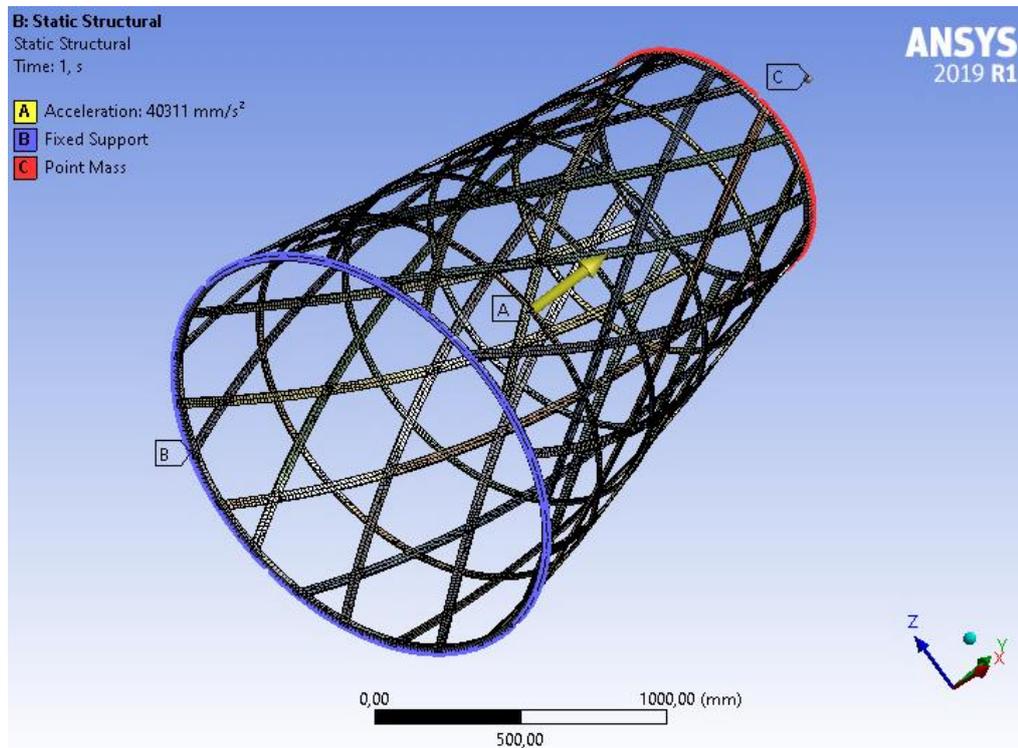


Рис. 2.3.4. Граничные условия при расчете напряженно-деформированного состояния конической секции системы отведения

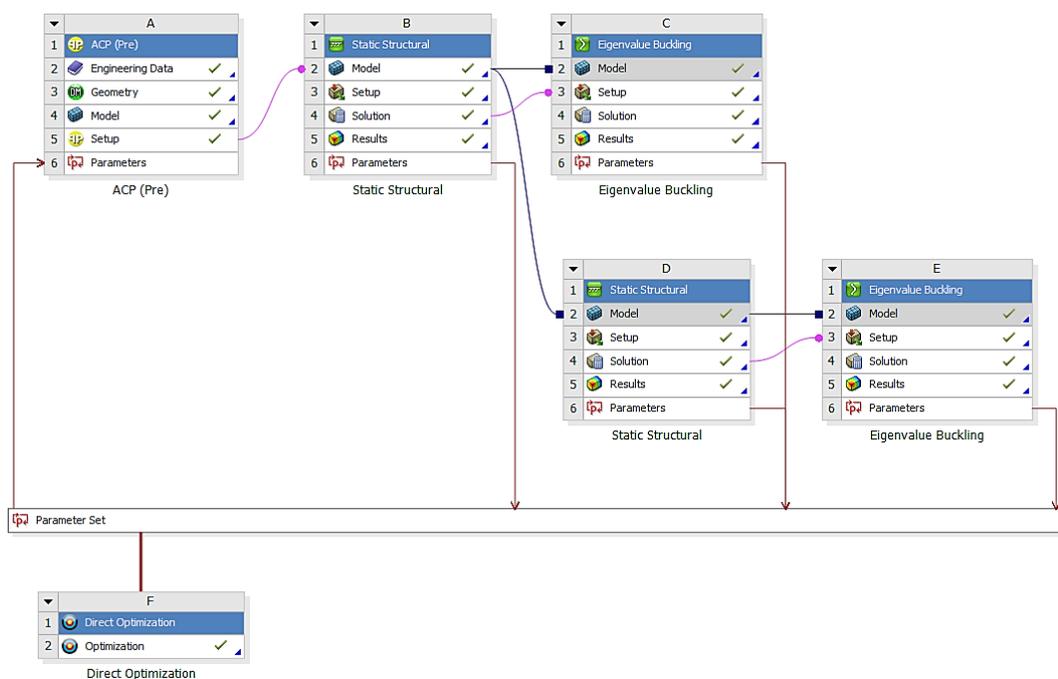


Рис. 2.3.5. Схема проекта в среде Workbench для расчета и оптимизации конической секции системы отведения

Схема проекта Workbench идентична для всех несущих композитных секций разрабатываемой силовой конструкции, и отличается от схемы проекта адаптера ЯЭУ только наличием модуля АСР (Pre).

Критерии работоспособности и коэффициенты запаса

Каждый несущий элемент разрабатываемой силовой конструкции в процессе оптимизации проверяется на максимальное суммарное перемещение (TD), коэффициент запаса прочности по выбранным критериям разрушения (SF) и коэффициент запаса устойчивости (LM). Несущий элемент считается работоспособным, если все 6 параметров (по 3 на каждый вариант нагружения) находятся в допустимых интервалах значений.

В случае адаптера ЯЭУ, изготавливаемого из изотропного материала – сплава Ti-6Al-4V, критерием разрушения является превышение допустимого значения эквивалентных напряжений (фон Мизеса), приведенного в табл. 2.2.1. Коэффициенты запаса по эквивалентным напряжениям и запаса устойчивости принимаются равными 1,4. Такие же значения коэффициентов были приняты авторами проекта NEP КВОО [16] при расчете элементов системы отведения и секции ПАО. В своей работе они руководствовались стандартом NASA-STD-5001B, в котором содержатся рекомендации по выбору коэффициентов запаса для конструкций аэрокосмического назначения. Предлагается следовать тем же рекомендациям, чтобы после получения значений масс оптимизированных несущих элементов провести корректный сравнительный анализ разрабатываемой композитной конструкции и конструкции-аналога, выполненной в основном из изотропных материалов.

Для композитных секций силовой конструкции выбрано сразу несколько критериев разрушения: по максимальным допускаемым напряжениям на растяжение и сжатие, а также критерии Цая-Ву и

Цая-Хилла – область допускаемых напряжений в слое показана на рис. 2.3.6 светло-зеленым цветом. Критерий максимальных относительных деформаций исключается остальными примененными критериями, поэтому он не используется. Коэффициенты запаса прочности и устойчивости композитных элементов выбираются согласно NASA-STD-5001В и принимаются равными 1,4.

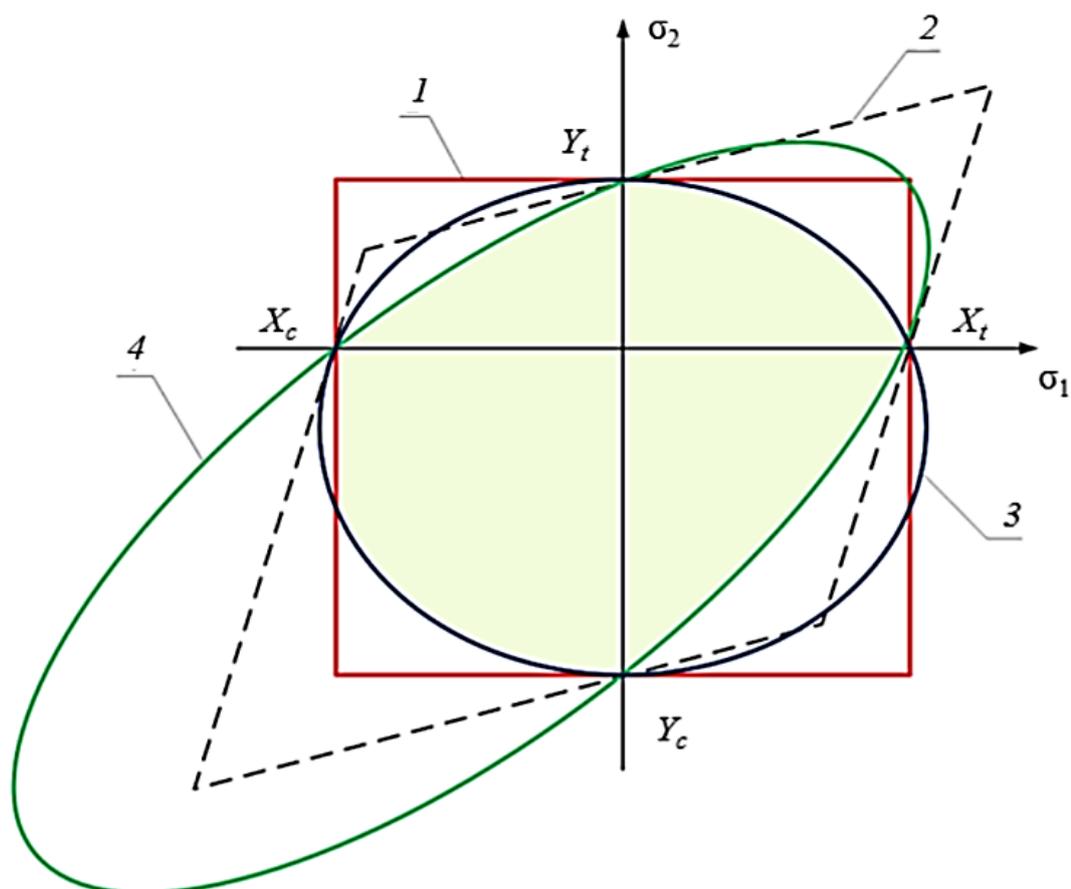


Рис. 2.3.6. Примеры предельных кривых по критериям максимальных напряжений (1), относительных деформаций (2), а также квадратичным Цая–Хилла (3) и Цая–Ву (4) [19]

ГЛАВА 3. ПОЛУЧЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ПОСТАВЛЕННОЙ ЗАДАЧИ И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

3.1 Адаптер ЯЭУ

Постановка задачи параметрической оптимизации данного элемента силовой конструкции:

- Целевая функция: масса адаптера ЯЭУ $M1 \rightarrow \min$
- Варьируемые параметры:
 - $h \in [4; 10]$ – толщина оболочки, мм;
 - $b1 \in [10; 40]$ – ширина продольных ребер, мм;
 - $b2 \in [5; 20]$ – ширина кольцевых ребер, мм;
 - $N_ribs \in [6; 24] \cap \mathbb{Z}$ – количество продольных ребер;
 - $N_circles \in [2; 10] \cap \mathbb{Z}$ – количество кольцевых ребер;
 - $R \in [5; 35]$ – радиус галтелей в местах пересечения ребер, мм;
- Ограничения (индексы 1 и 2 около параметров TD, SF, LM обозначают 1-й и 2-й варианты нагружения, их описание и численные значения приведены на с. 54-56):
 - $TD1 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса по эквивалентным напряжениям;
 - $LM1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $TD2 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса по эквивалентным напряжениям;
 - $LM2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $b1 \cdot N_ribs \leq \pi \cdot \min(D; d)$;
- Метод параметрической оптимизации: MISQP (англ. *Mixed-Integer Sequential Quadratic Programming*) – смешанное целочисленное последовательное квадратичное программирование.

В результате решения задачи оптимизации получен конструктивный вариант с параметрами, приведенными в табл. 3.1.1. Значения геометрических параметров после завершения оптимизации были округлены перед проведением финального проверочного расчета.

Таблица 3.1.1

Значения параметров задачи оптимизации адаптера ЯЭУ

№	Параметр	До	После
1	L – длина секции, мм	600	
2	D – диаметр нижнего шпангоута, мм	900	
3	d – диаметр верхнего шпангоута, мм	750	
4	B – ширина обоих шпангоутов, мм	10	
5	H – толщина обоих шпангоутов, мм	20	
6	h – толщина оболочки, мм	6	4,5
7	$b1$ – ширина продольных ребер, мм	50	22
8	$b2$ – ширина кольцевых ребер, мм	10	15
9	N_ribs – количество продольных ребер	6	16
10	$N_circles$ – количество кольцевых ребер	2	3
11	R – радиус галтелей, мм	20	30
12	$TD1$ – максимальное суммарное перемещение, мм	10,1	4,84
13	$SF1$ – минимальный коэффициент запаса по эквивалентным напряжениям	1,77	2,76
14	$LM1$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	1,13	3,32
15	$TD2$ – максимальное суммарное перемещение, мм	2,53	1,23
16	$SF2$ – минимальный коэффициент запаса по эквивалентным напряжениям	5,85	10,5
17	$LM2$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	0,94	3,23
18	$M1$ – масса адаптера ЯЭУ, кг	15,1	11,8

Таким образом, получен набор параметров, описывающих оптимальную геометрию адаптера ЯЭУ. Запас прочности и устойчивости избыточен (см. табл. 3.1.1), однако дальнейшее снижение массы ограничено максимальными допускаемыми перемещениями. Параметр $TD1$ равен 4,84 мм при максимальном допускаемом значении 5 мм. Минимальное значение коэффициента запаса по эквивалентным напряжениям наблюдается при 1-м варианте нагружения, а минимальное значение коэффициента запаса устойчивости – при 2-м.

На рис. 3.1.1 приведена механическая модель с приложенными граничными условиями. Точечная масса В приложена к верхнему стыковочному шпангоуту без смещения и равна 732 кг. Распределение значений ключевых параметров напряженно-деформированного состояния, а также форма потери устойчивости адаптером ЯЭУ оптимальной геометрии показаны на рис 3.1.2-3.1.5.

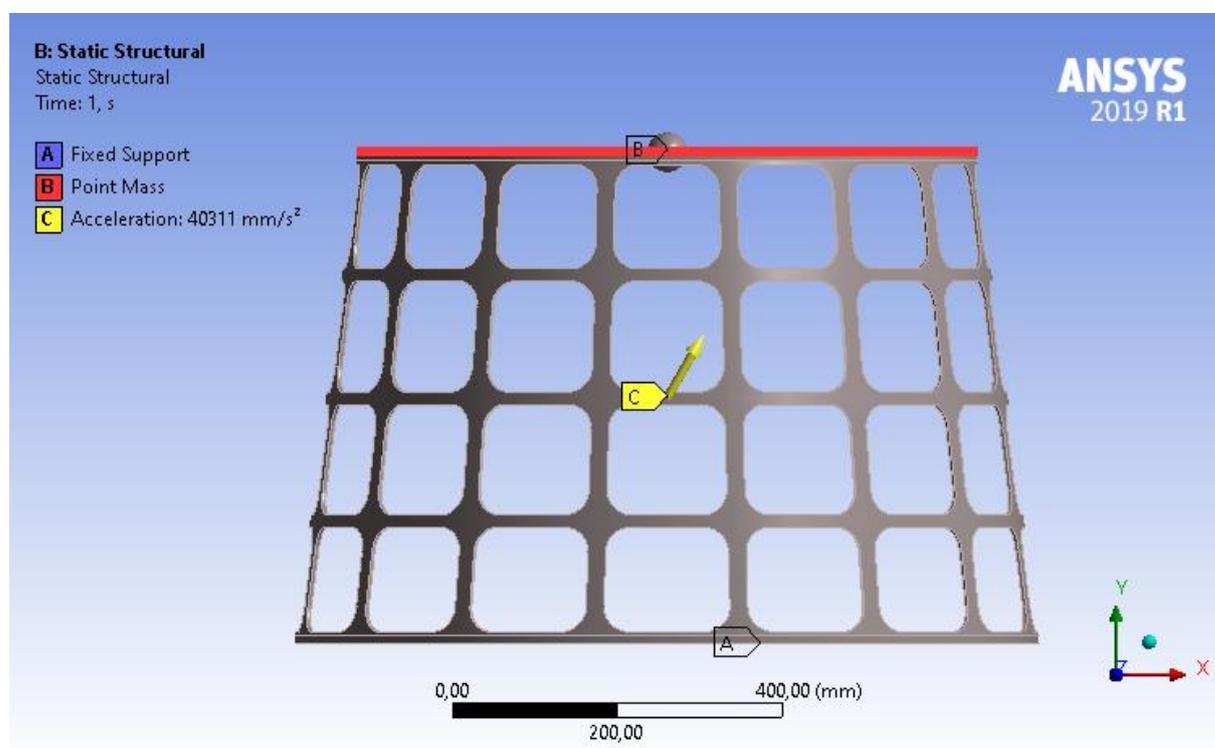


Рис. 3.1.1. Механическая модель адаптера ЯЭУ с приложенными граничными условиями, 1-й вариант нагружения

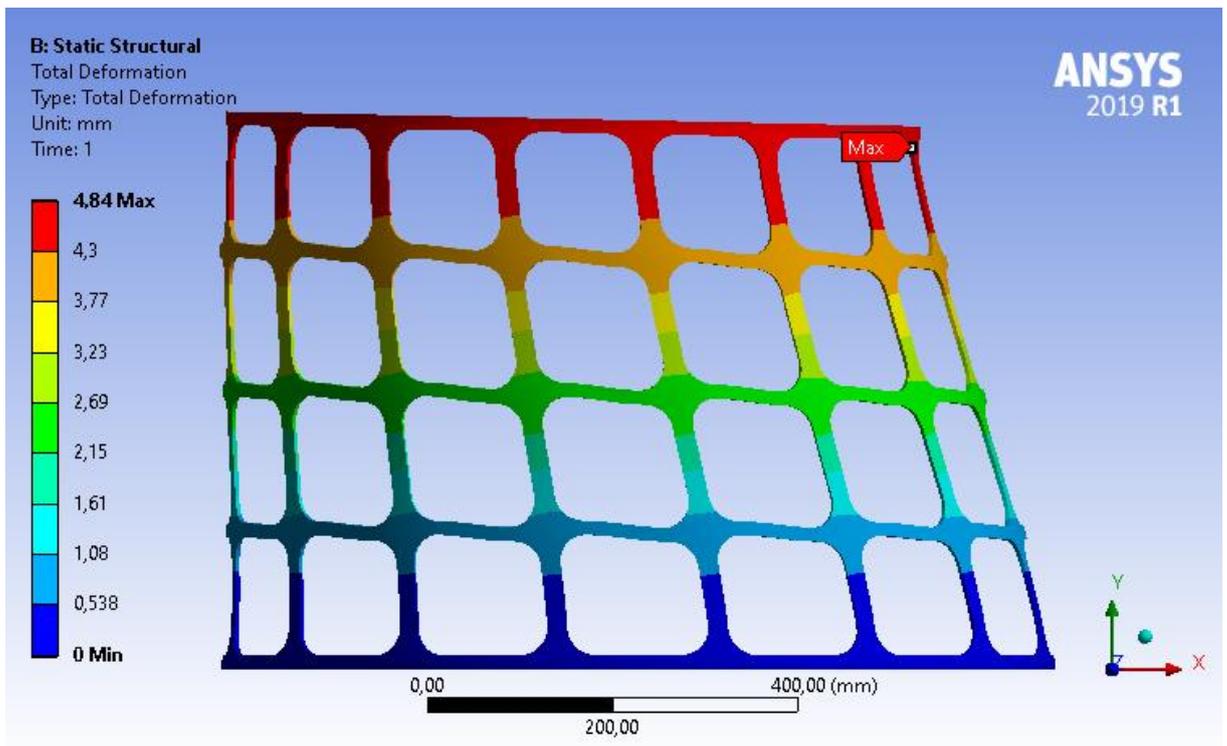


Рис. 3.1.2. Распределение суммарных перемещений в адаптере ЯЭУ из сплава Ti-6Al-4V при 1-м варианте нагружения, мм

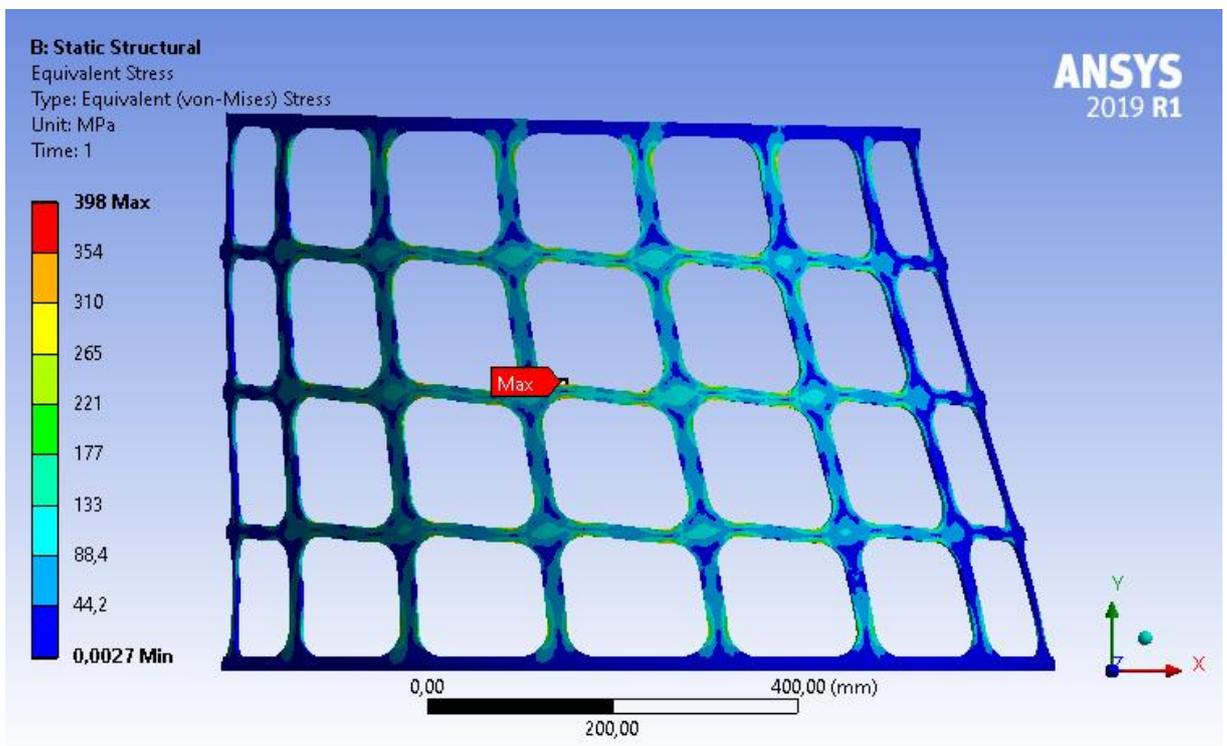


Рис. 3.1.3. Распределение эквивалентных напряжений в адаптере ЯЭУ из сплава Ti-6Al-4V при 1-м варианте нагружения, МПа

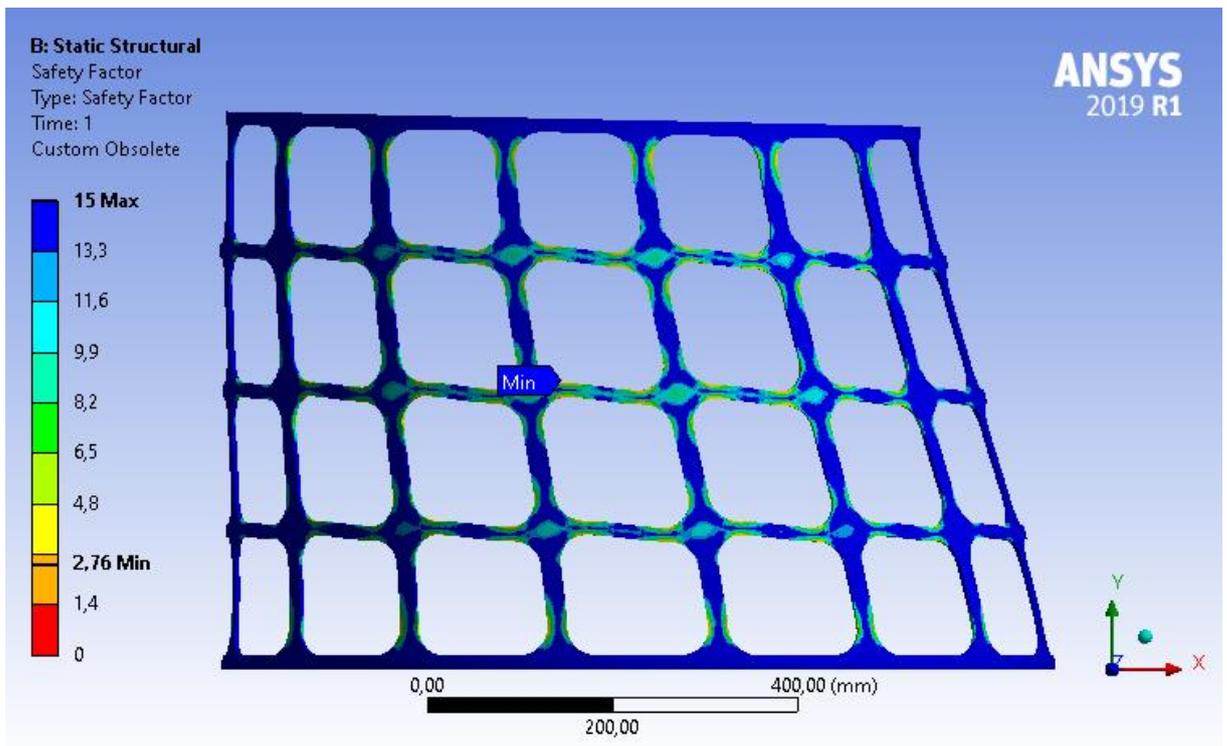


Рис. 3.1.4. Коэффициент запаса по эквивалентным напряжениям в адаптере ЯЭУ из сплава Ti-6Al-4V при 1-м варианте нагружения

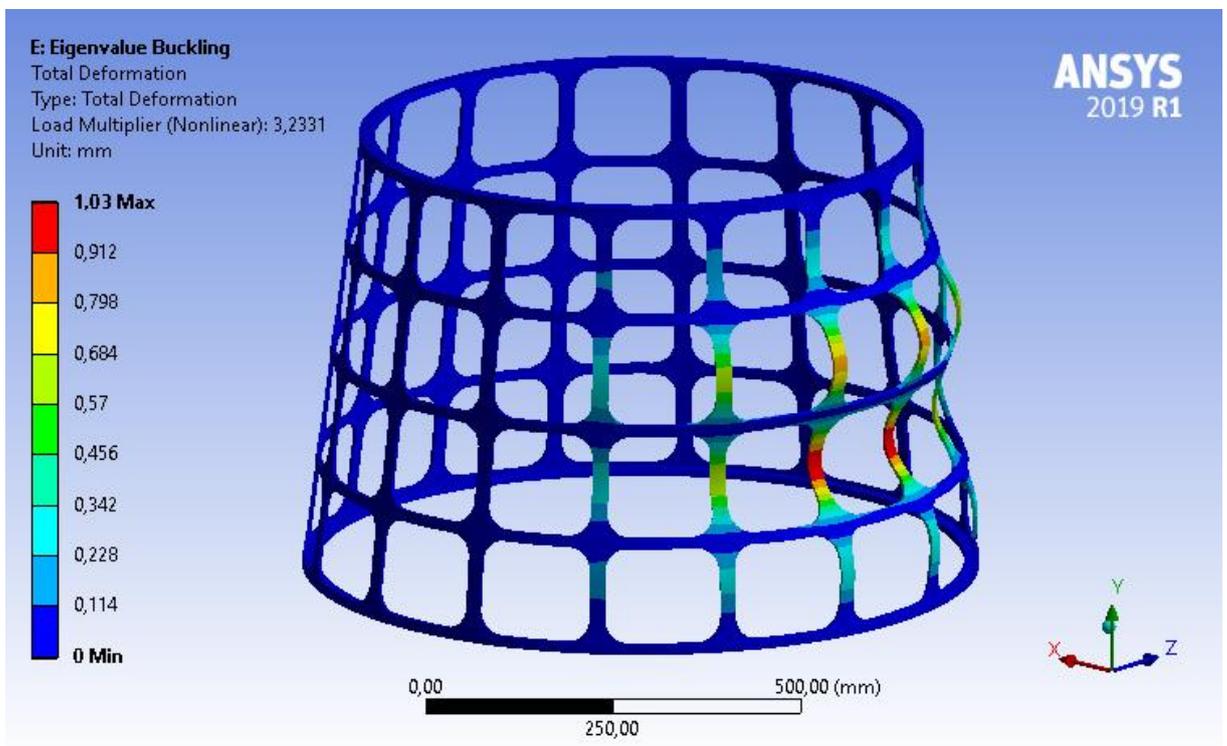


Рис. 3.1.5. 1-я форма потери устойчивости адаптером ЯЭУ из сплава Ti-6Al-4V при 2-м варианте нагружения, мм

3.2 Коническая секция системы отведения

Постановка задачи параметрической оптимизации данного элемента силовой конструкции:

- Целевая функция: масса конической секции системы отведения $M2 \rightarrow \min$
- Варьируемые параметры:
 - $h \in [6; 12]$ – толщина оболочки, мм;
 - $b1 \in [6; 40]$ – ширина спиральных ребер, мм;
 - $b2 \in [6; 24]$ – ширина кольцевых ребер, мм;
 - $N_rib_pairs \in [6; 32] \cap \mathbb{Z}$ – количество пар спиральных ребер;
 - $K \in [2; 16] \cap \mathbb{Z}$ – количество пересечений одного спирального ребра со спиральными ребрами противоположного направления;
 - $c_pos \in \{0; 1\}$ – параметр, определяющих количество и схему размещения кольцевых ребер;
- Ограничения:
 - $TD1 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса прочности;
 - $LM1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $TD2 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса прочности;
 - $LM2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $K \leq \frac{N_rib_pairs}{2}$;
 - $b1 \geq h$;
 - $b2 \geq h$;
- Метод параметрической оптимизации: MISQP – смешанное целочисленное последовательное квадратичное программирование.

В результате решения задачи оптимизации получен конструктивный вариант с параметрами, приведенными в табл. 3.2.1. Значения геометрических параметров после завершения оптимизации были округлены перед проведением финального проверочного расчета.

Таблица 3.2.1

Значения параметров задачи оптимизации конической секции

№	Параметр	До	После
1	L – длина секции, мм	2000	
2	D – диаметр нижнего шпангоута, мм	1575	
3	d – диаметр верхнего шпангоута, мм	900	
4	B – ширина обоих шпангоутов, мм	20	
5	H – толщина обоих шпангоутов, мм	20	
6	h – толщина оболочки, мм	10	8
7	$b1$ – ширина продольных ребер, мм	35	8
8	$b2$ – ширина кольцевых ребер, мм	20	8
9	N_{rib_pairs} – количество пар спиральных ребер	12	16
10	K – количество пересечений одного спирального ребра со спиральными ребрами противоположного направления	5	6
11	c_{pos} – параметр, определяющих количество и схему размещения кольцевых ребер	1	0
12	$TD1$ – максимальное суммарное перемещение, мм	0,48	2,14
13	$SF1$ – минимальный коэффициент запаса прочности	8,44	2,62
14	$LM1$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	18,2	1,65
15	$TD2$ – максимальное суммарное перемещение, мм	0,16	0,73
16	$SF2$ – минимальный коэффициент запаса прочности	15,1	4,83
17	$LM2$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	29,3	2,69
18	φ – угол подъема спирального ребра (средний), °	21,839	19,866
19	$M2$ – масса конической секции, кг	43,2	13,1

Таким образом, получен набор параметров, описывающих оптимальную геометрию конической секции системы отведения ЯЭУ от ПАО. Запас по допускаемым деформациям и запас прочности избыточны (см. табл. 3.2.1), однако дальнейшее снижение массы ограничено минимальным допускаемым коэффициентом запаса устойчивости. Параметр $LM1$ равен 1,65 при минимальном допускаемом значении 1,4. Минимальные значения коэффициентов запаса прочности и устойчивости, а также максимальные перемещения наблюдаются при 1-м варианте нагружения.

На рис. 3.2.1 приведена механическая модель с приложенными граничными условиями. Точечная масса A , равная 744 кг, приложена к верхнему стыковочному шпангоуту и смещена на 595,5 мм вверх вдоль оси Y . Распределение значений ключевых параметров напряженно-деформированного состояния, а также форма потери устойчивости для рассматриваемой композитной секции оптимальной геометрии показаны на рис 3.2.2- 3.2.7.

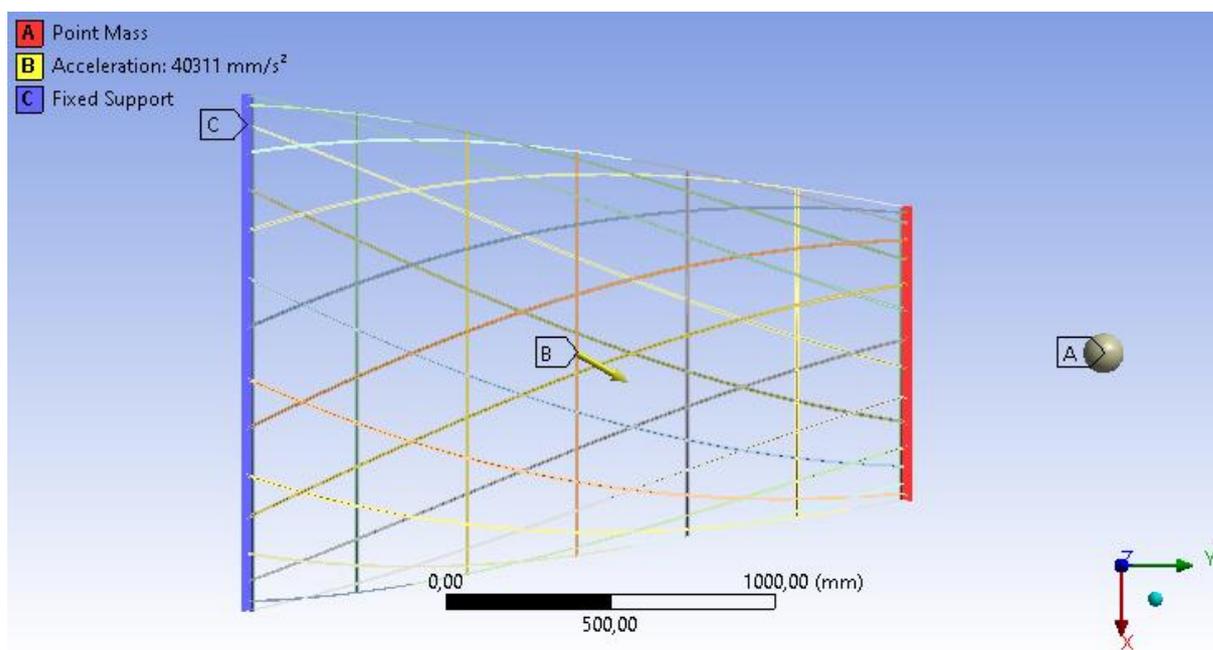


Рис. 3.2.1. Механическая модель рассчитываемой секции с приложенными граничными условиями, 1-й вариант нагружения

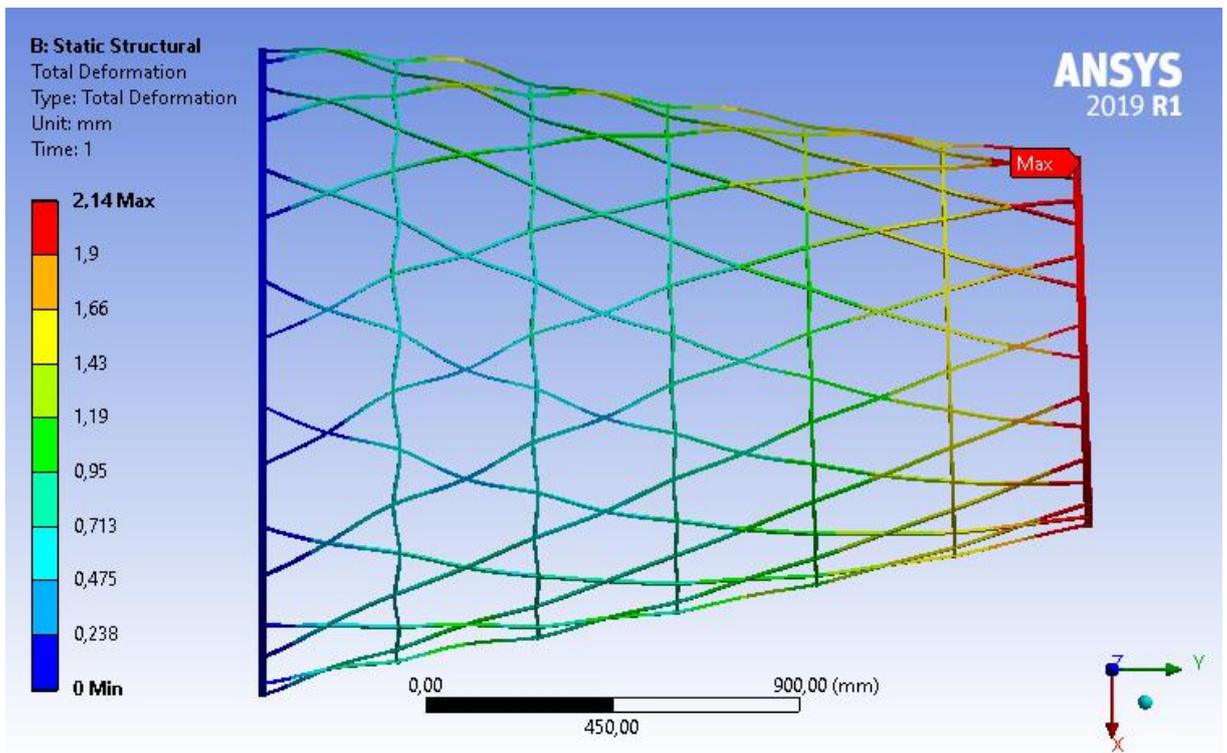


Рис. 3.2.2. Распределение суммарных перемещений в конической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, мм

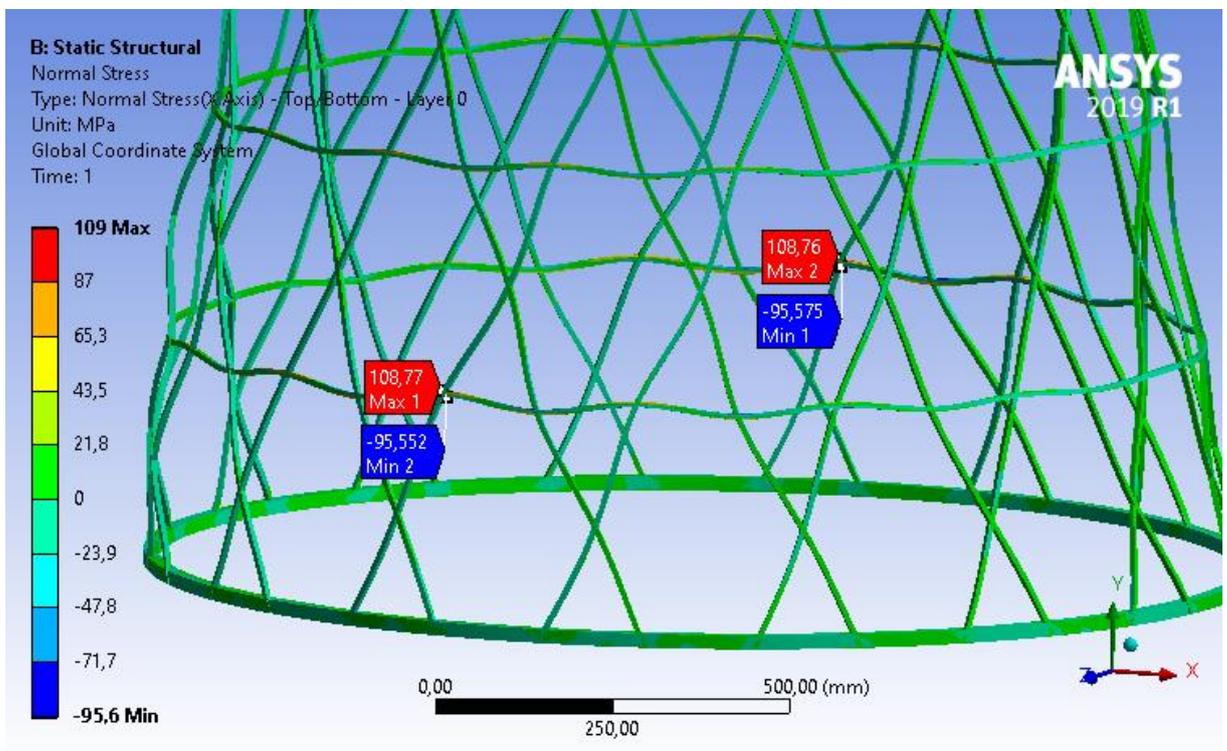


Рис. 3.2.3. Распределение напряжений вдоль оси X в конической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

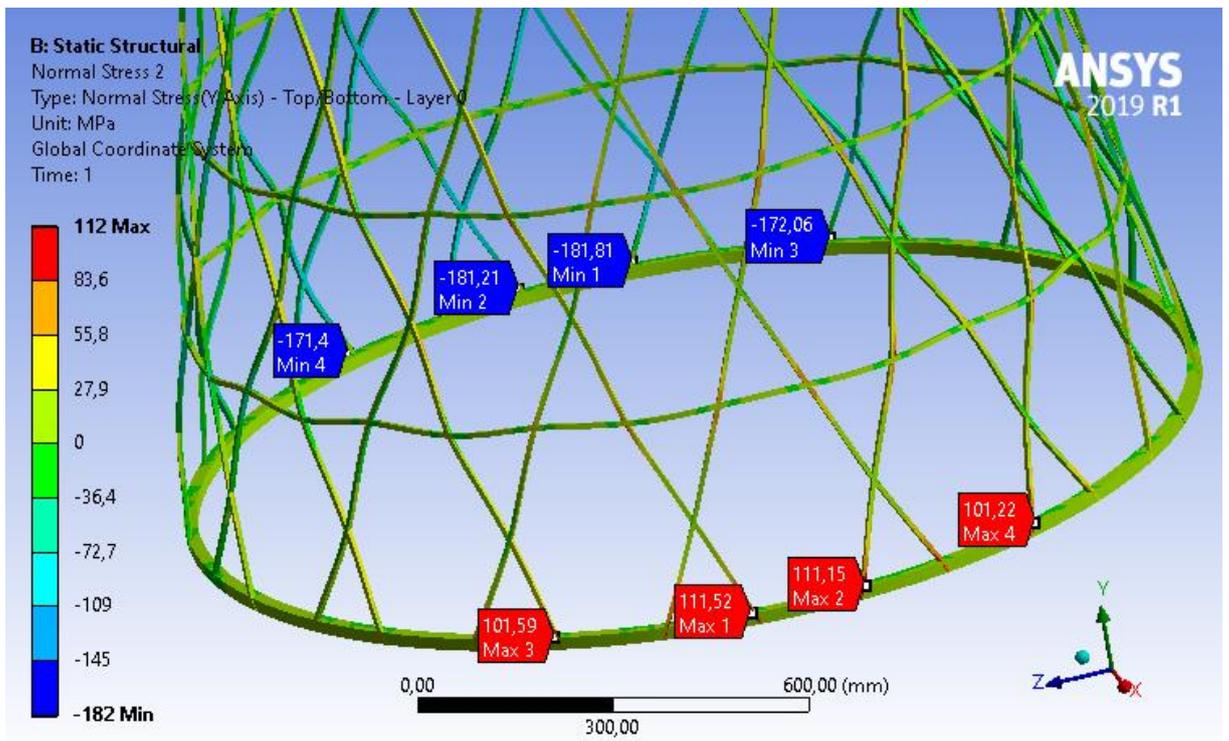


Рис. 3.2.4. Распределение напряжений вдоль оси Y в конической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

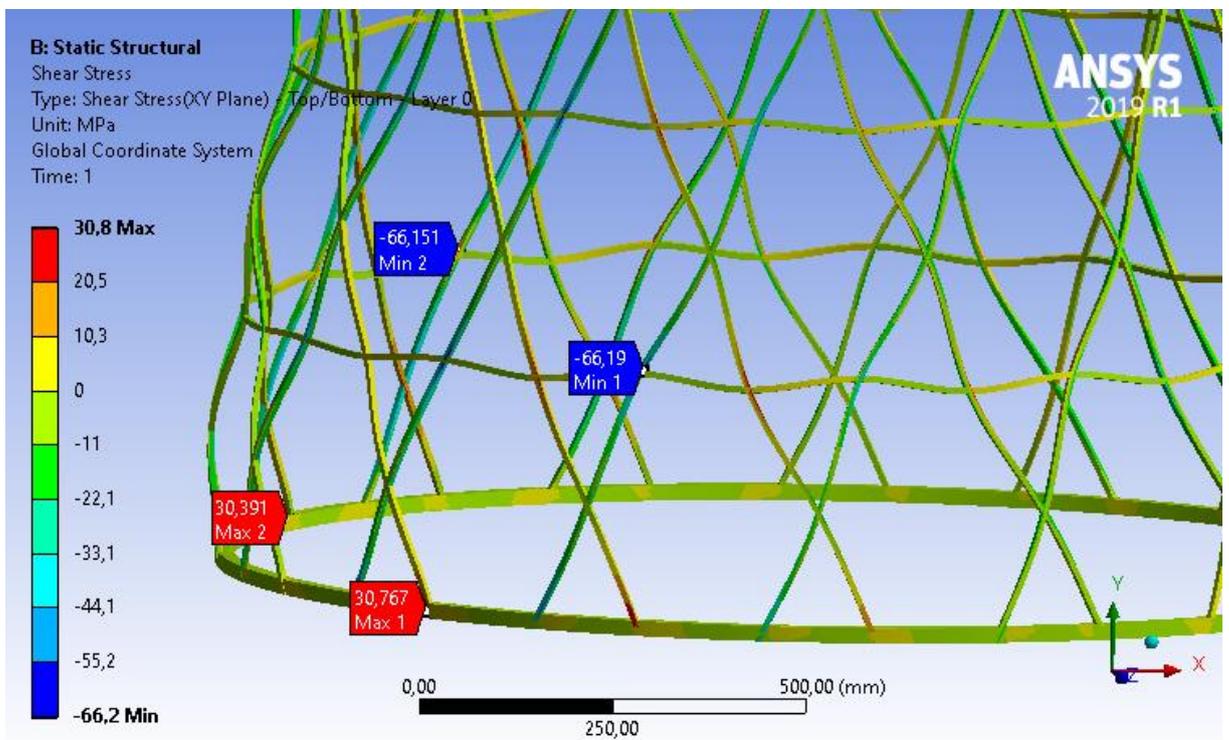


Рис. 3.2.5. Распределение касательных напряжений XY в конической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

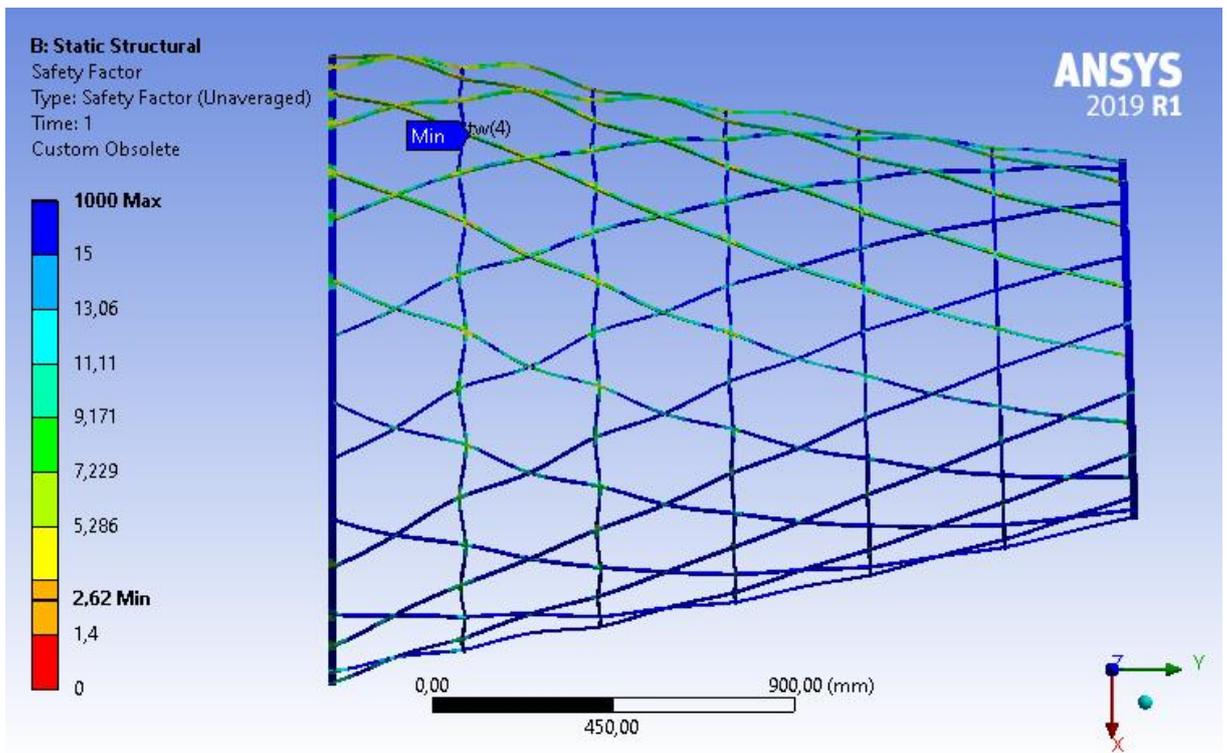


Рис. 3.2.6. Коэффициент запаса прочности конической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения

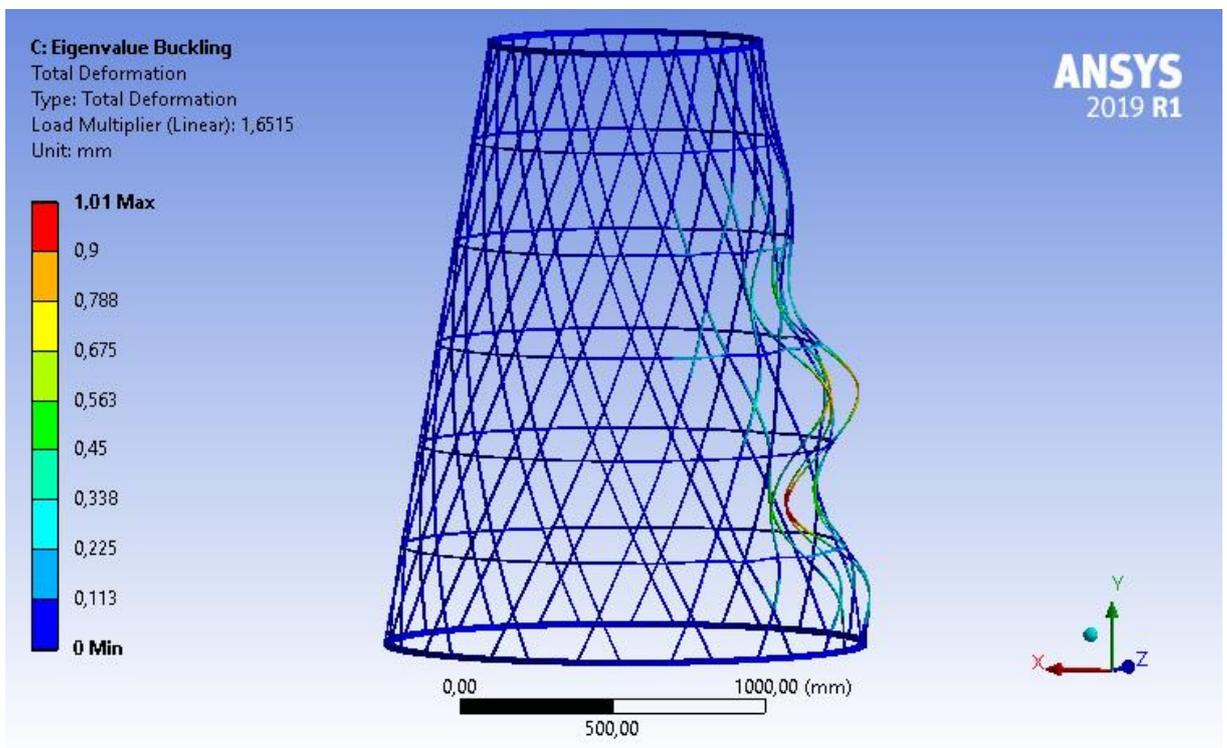


Рис. 3.2.7. 1-я форма потери устойчивости конической секцией из углепластика при 1-м варианте нагружения, мм

3.3 Внешняя цилиндрическая секция системы отведения

Постановка задачи параметрической оптимизации данного элемента силовой конструкции:

- Целевая функция: масса внешней цилиндрической секции системы отведения $M3 \rightarrow \min$
- Варьируемые параметры:
 - $h \in [6; 12]$ – толщина оболочки, мм;
 - $b1 \in [6; 40]$ – ширина спиральных ребер, мм;
 - $b2 \in [6; 24]$ – ширина кольцевых ребер, мм;
 - $N_rib_pairs \in [6; 32] \cap \mathbb{Z}$ – количество пар спиральных ребер;
 - $K \in [2; 16] \cap \mathbb{Z}$ – количество пересечений одного спирального ребра со спиральными ребрами противоположного направления;
 - $c_pos \in \{0; 1\}$ – параметр, определяющих количество и схему размещения кольцевых ребер;
- Ограничения:
 - $TD1 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса прочности;
 - $LM1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $TD2 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса прочности;
 - $LM2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $K \leq \frac{N_rib_pairs}{2}$;
 - $b1 \geq h$;
 - $b2 \geq h$;
- Метод параметрической оптимизации: MISQP – смешанное целочисленное последовательное квадратичное программирование.

В результате решения задачи оптимизации получен конструктивный вариант с параметрами, приведенными в табл. 3.3.1. Значения геометрических параметров после завершения оптимизации были округлены перед проведением финального проверочного расчета.

Таблица 3.3.1

Значения параметров задачи оптимизации внешней секции

№	Параметр	До	После
1	L – длина секции, мм	2900	
2	D – диаметр нижнего шпангоута, мм	1575	
3	d – диаметр верхнего шпангоута, мм	1575	
4	B – ширина обоих шпангоутов, мм	20	
5	H – толщина обоих шпангоутов, мм	20	
6	h – толщина оболочки, мм	10	10
7	$b1$ – ширина продольных ребер, мм	35	10
8	$b2$ – ширина кольцевых ребер, мм	20	10
9	N_{rib_pairs} – количество пар спиральных ребер	12	16
10	K – количество пересечений одного спирального ребра со спиральными ребрами противоположного направления	5	8
11	c_{pos} – параметр, определяющих количество и схему размещения кольцевых ребер	1	0
12	$TD1$ – максимальное суммарное перемещение, мм	1,59	4,91
13	$SF1$ – минимальный коэффициент запаса прочности	6,49	2,77
14	$LM1$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	6,03	1,51
15	$TD2$ – максимальное суммарное перемещение, мм	0,04	0,23
16	$SF2$ – минимальный коэффициент запаса прочности	32,4	7,85
17	$LM2$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	125,6	9,31
18	φ – угол подъема спирального ребра, °	19,568	23,101
19	$M3$ – масса внешней секции, кг	58,9	24,1

Таким образом, получен набор параметров, описывающих оптимальную геометрию внешней цилиндрической секции системы отведения ЯЭУ от ПАО. Запас прочности избыточен (см. табл. 3.3.1), однако дальнейшее снижение массы ограничено максимальными допускаемыми перемещениями и минимальным допускаемым коэффициентом запаса устойчивости. Параметр $TD1$ равен 4,91 мм при максимальном допускаемом значении 5 мм, параметр $LM1$ равен 1,51 при минимальном допускаемом значении 1,4. Минимальные значения коэффициентов запаса прочности и устойчивости, а также максимальные перемещения наблюдаются при 1-м варианте нагружения.

На рис. 3.3.1 приведена механическая модель с приложенными граничными условиями. Точечная масса A , равная 815 кг, приложена к верхнему стыковочному шпангоуту и смещена на 2385 мм вверх вдоль оси Y . Также к кольцевым ребрам и верхнему шпангоуту по оси X приложена сила (тип поведения – deformable), отражающая поперечную инерционную нагрузку от средней и внутренней секций системы отведения ЯЭУ от ПАО. Распределение значений ключевых параметров напряженно-деформированного состояния, а также форма потери устойчивости для рассматриваемой композитной секции показаны на рис 3.3.2-3.3.7.

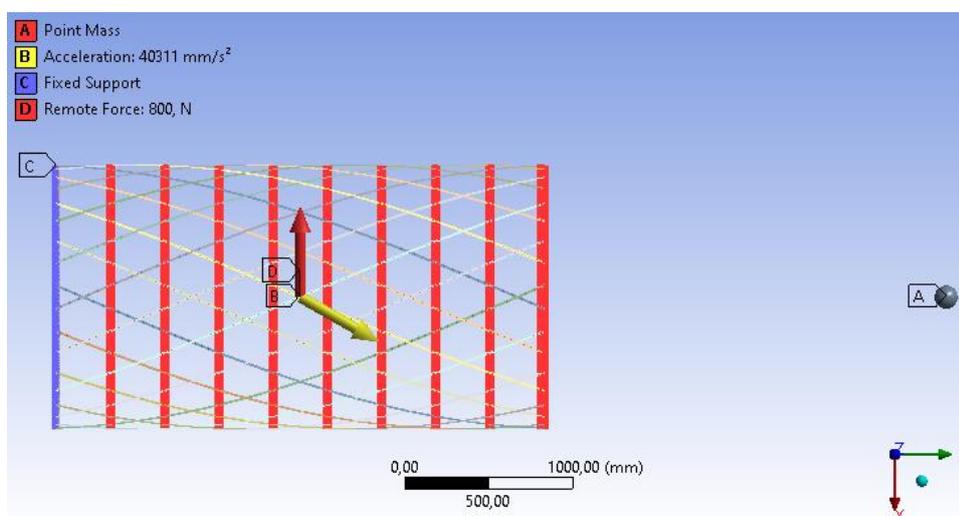


Рис. 3.3.1. Механическая модель рассчитываемой секции с приложенными граничными условиями, 1-й вариант нагружения

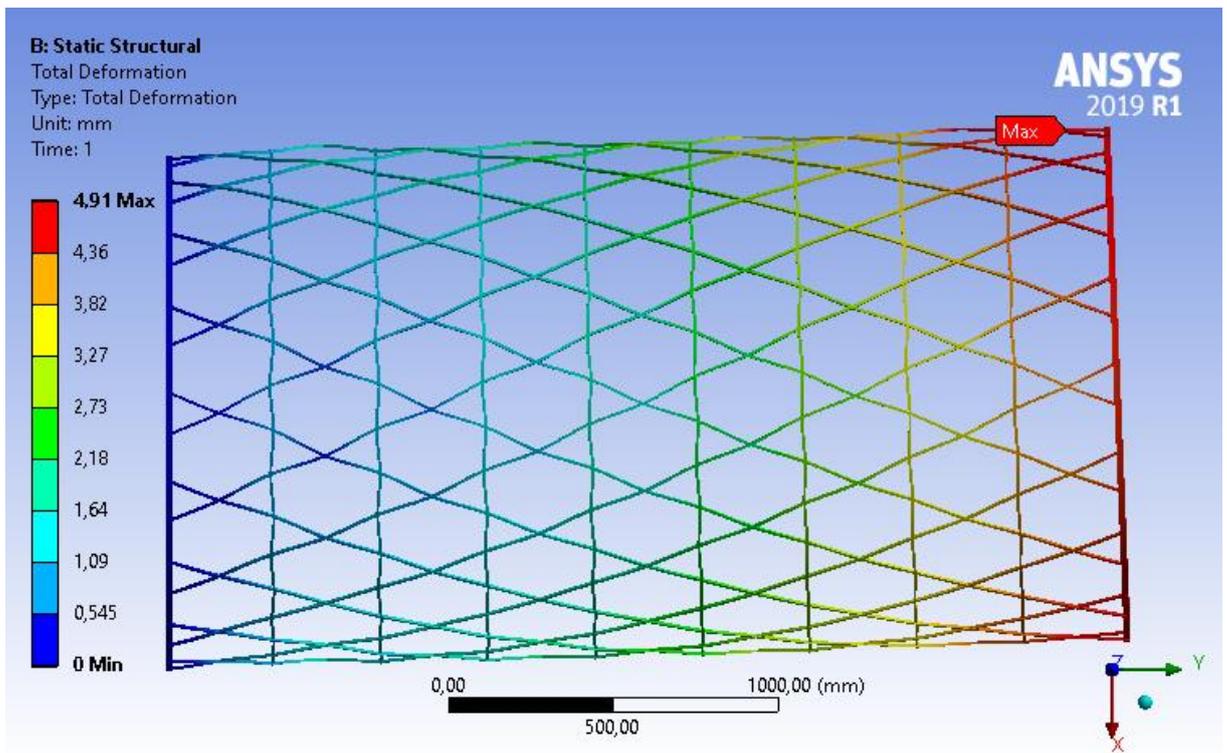


Рис. 3.3.2. Распределение суммарных перемещений во внешней цилиндрической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, мм

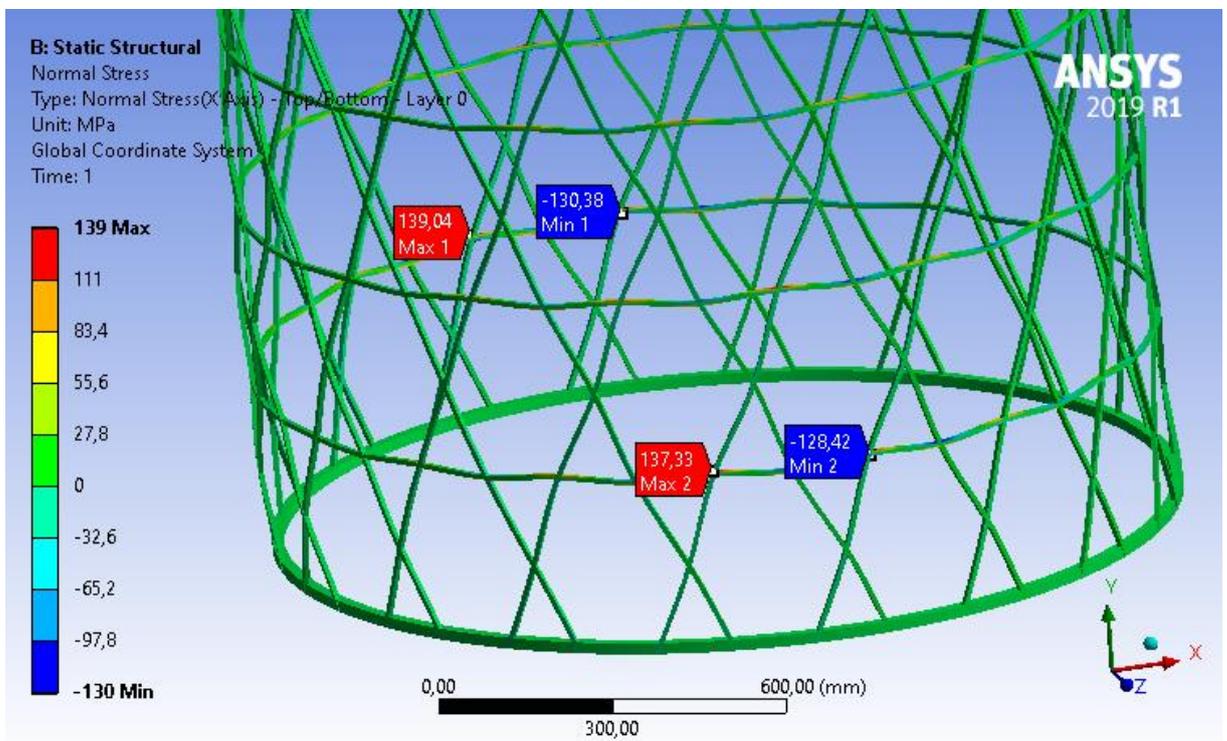


Рис. 3.3.3. Распределение напряжений вдоль оси X во внешней цилиндрической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

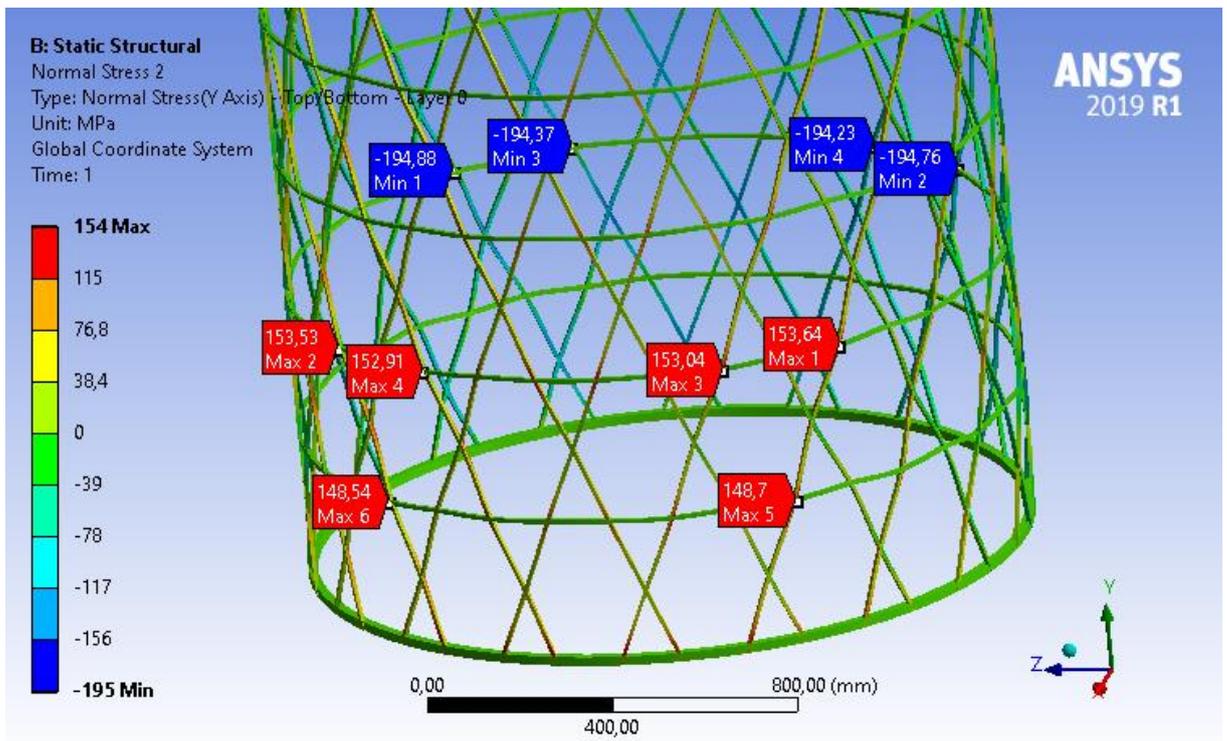


Рис. 3.3.4. Распределение напряжений вдоль оси Y во внешней цилиндрической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

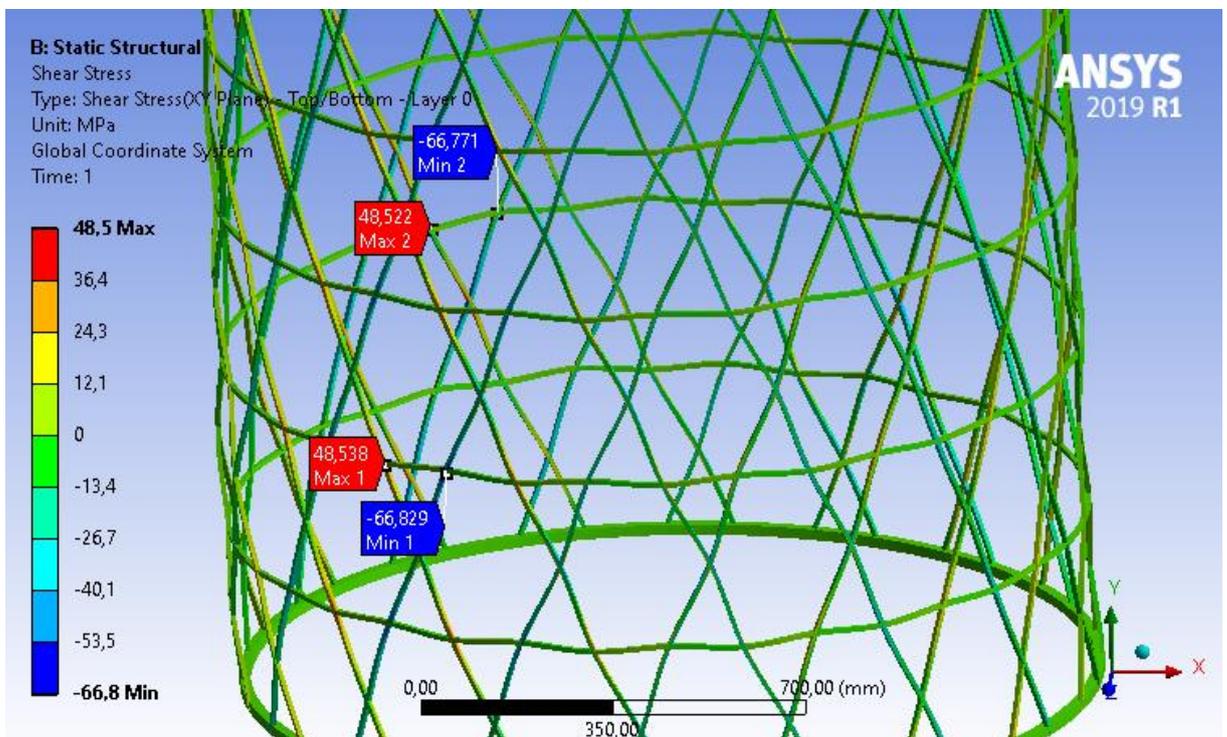


Рис. 3.3.5. Распределение касательных напряжений XY во внешней цилиндрической секции из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

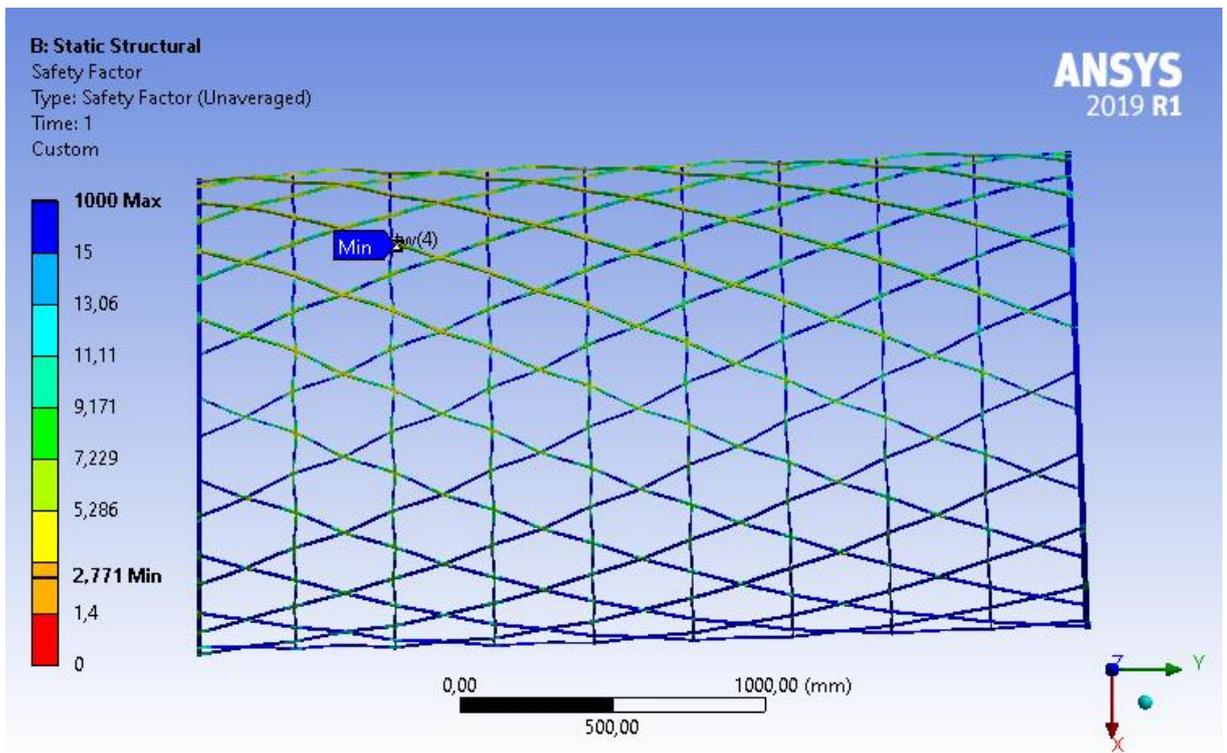


Рис. 3.3.6. Коэффициент запаса прочности
 внешней цилиндрической секции из углепластика
 при 1-м варианте нагружения, МПа

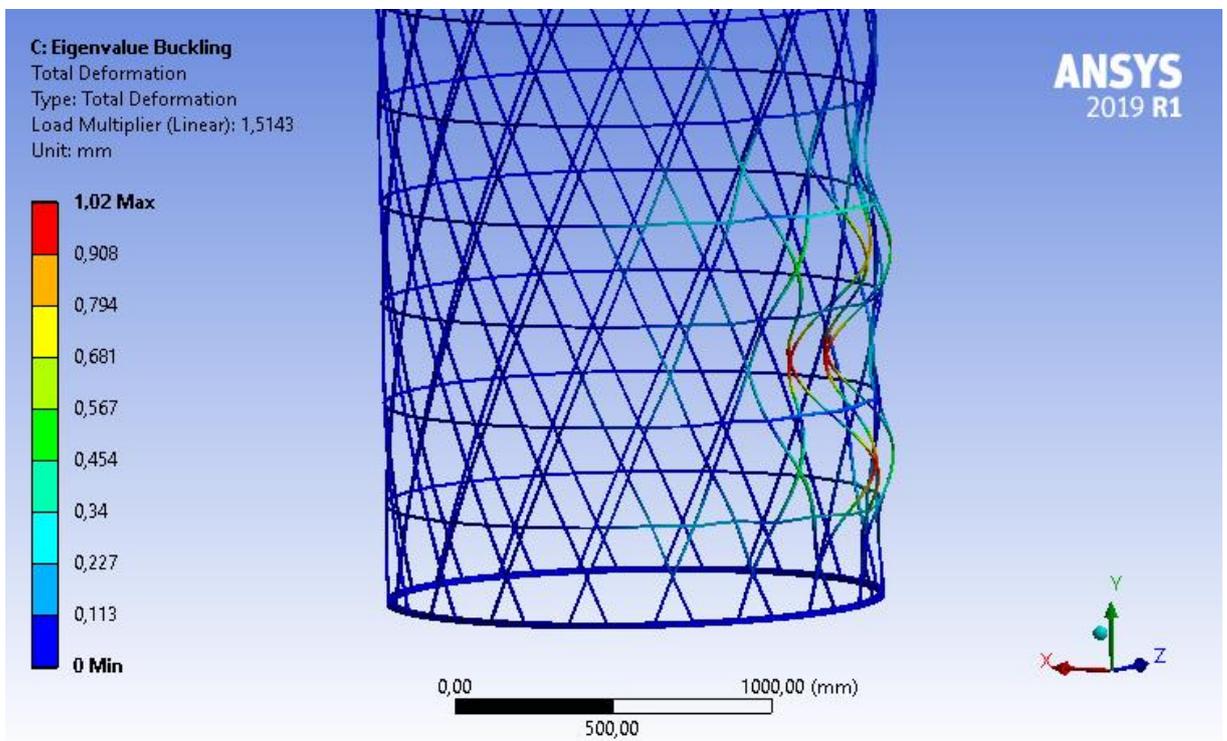


Рис. 3.3.7. 1-я форма потери устойчивости
 внешней цилиндрической секцией из углепластика
 при 1-м варианте нагружения, МПа

3.4 Секция ПАО

Постановка задачи параметрической оптимизации данного элемента силовой конструкции:

- Целевая функция: масса внешней цилиндрической секции системы отведения $M4 \rightarrow \min$
- Варьируемые параметры:
 - $h \in [6; 12]$ – толщина оболочки, мм;
 - $b1 \in [6; 40]$ – ширина спиральных ребер, мм;
 - $b2 \in [6; 24]$ – ширина кольцевых ребер, мм;
 - $N_rib_pairs \in [6; 32] \cap \mathbb{Z}$ – количество пар спиральных ребер;
 - $K \in [2; 16] \cap \mathbb{Z}$ – количество пересечений одного спирального ребра со спиральными ребрами противоположного направления;
 - $c_pos \in \{0; 1\}$ – параметр, определяющих количество и схему размещения кольцевых ребер;
- Ограничения:
 - $TD1 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса прочности;
 - $LM1 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $TD2 \leq 5$ – максимальное суммарное перемещение, мм;
 - $SF2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса прочности;
 - $LM2 \geq 1,4$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости;
 - $K \leq \frac{N_rib_pairs}{2}$;
 - $b1 \geq h$;
 - $b2 \geq h$;
- Метод параметрической оптимизации: MISQP – смешанное целочисленное последовательное квадратичное программирование.

В результате решения задачи оптимизации получен конструктивный вариант с параметрами, приведенными в табл. 3.4.1. Значения геометрических параметров после завершения оптимизации были округлены перед проведением финального проверочного расчета.

Таблица 3.4.1

Значения параметров задачи оптимизации секции ПАО

№	Параметр	До	После
1	L – длина секции, мм	2900	
2	D – диаметр нижнего шпангоута, мм	1575	
3	d – диаметр верхнего шпангоута, мм	1575	
4	B – ширина обоих шпангоутов, мм	20	
5	H – толщина обоих шпангоутов, мм	20	
6	h – толщина оболочки, мм	10	10
7	$b1$ – ширина продольных ребер, мм	35	10
8	$b2$ – ширина кольцевых ребер, мм	20	10
9	N_{rib_pairs} – количество пар спиральных ребер	12	16
10	K – количество пересечений одного спирального ребра со спиральными ребрами противоположного направления	6	8
11	c_{pos} – параметр, определяющих количество и схему размещения кольцевых ребер	0	0
12	$TD1$ – максимальное суммарное перемещение, мм	2,98	4,91
13	$SF1$ – минимальный коэффициент запаса прочности	2,47	1,52
14	$LM1$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	3,60	1,46
15	$TD2$ – максимальное суммарное перемещение, мм	1,01	1,54
16	$SF2$ – минимальный коэффициент запаса прочности	4,99	3,02
17	$LM2$ – минимальный коэффициент запаса устойчивости	6,72	3,03
18	φ – угол подъема спирального ребра, °	23,101	23,101
19	$M4$ – масса секции ПАО, кг	51,2	25,1

Таким образом, получен набор параметров, описывающих оптимальную геометрию секции ПАО. Дальнейшее снижение массы ограничено по всем 3-ем критериям работоспособности. Параметр $TD1$ равен 4,91 мм при максимальном допуске 5 мм, параметры $SF1$ и $LM1$ равны соответственно 1,52 и 1,46 при минимальном допуске 1,4. Минимальные значения коэффициентов запаса прочности и устойчивости, а также максимальные перемещения наблюдаются при 1-м варианте нагружения.

На рис. 3.4.1 приведена механическая модель с приложенными граничными условиями. Точечная масса A , равная 880 кг, приложена к верхнему стыковочному шпангоуту и смещена на 5005 мм вверх вдоль оси Y . Также к соответствующим кольцевым ребрам и верхнему шпангоуту согласно табл. 2.1.1. приложены точечные массы D , E , F , отражающие массы бортовых систем КА. Распределение значений ключевых параметров напряженно-деформированного состояния, а также форма потери устойчивости для рассматриваемой композитной секции оптимальной геометрии показаны на рис 3.4.2-3.4.7.

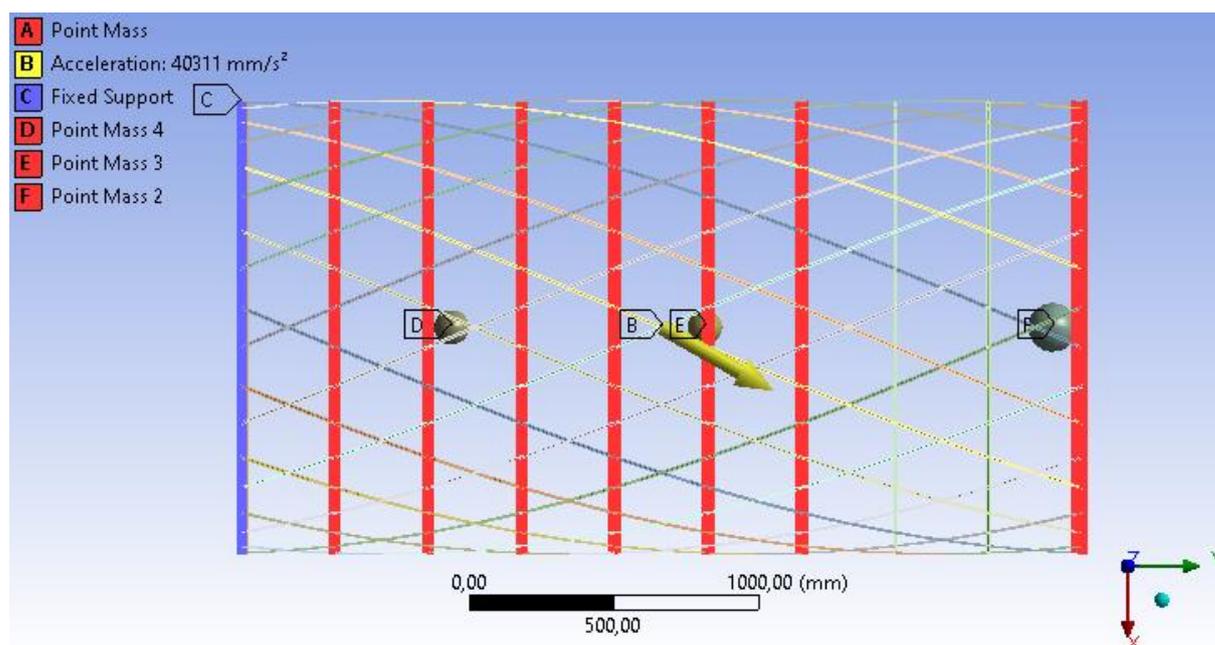


Рис. 3.4.1. Механическая модель рассчитываемой секции с приложенными граничными условиями, 1-й вариант нагружения

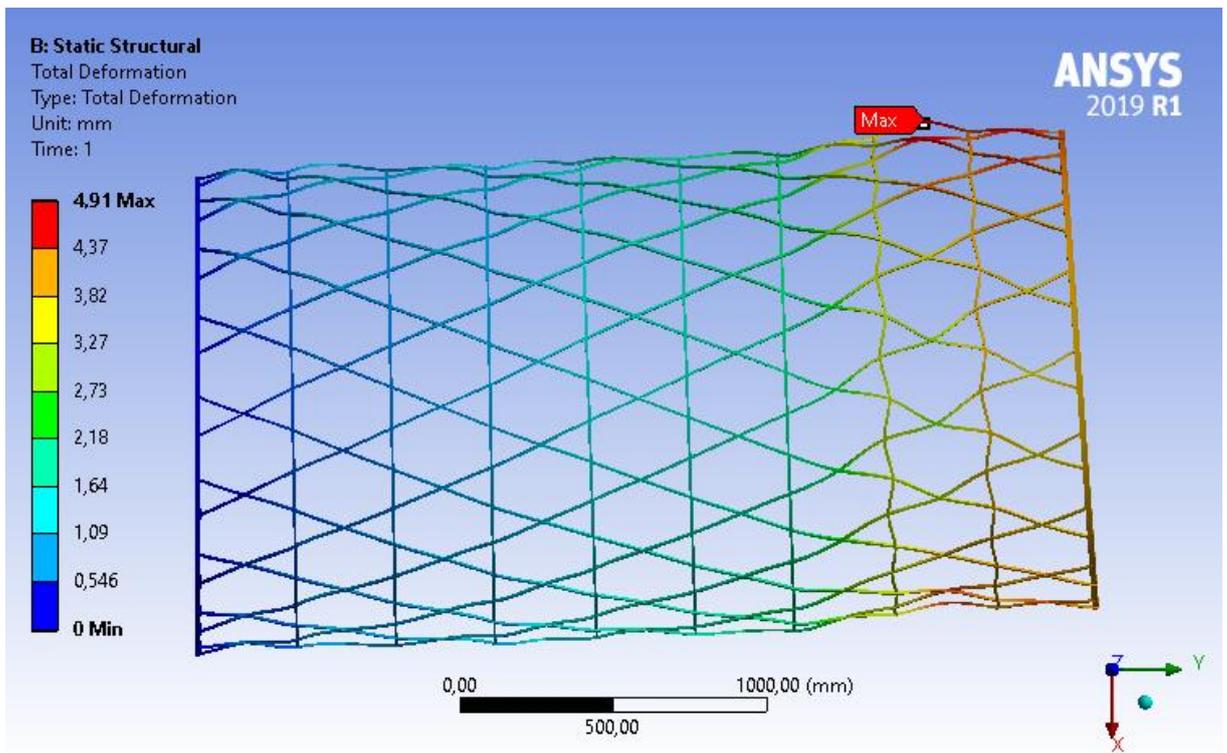


Рис. 3.4.2. Распределение суммарных перемещений в секции ПАО из углепластика при 1-м варианте нагружения, мм

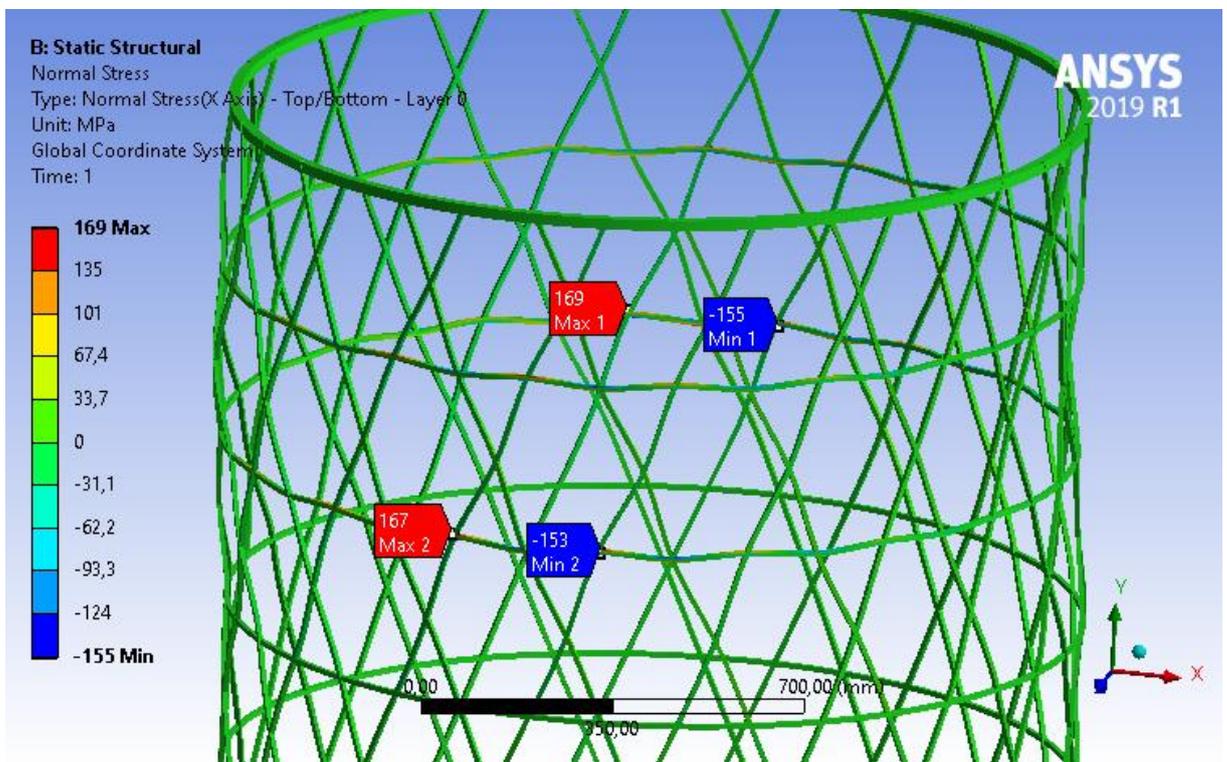


Рис. 3.4.3. Распределение напряжений вдоль оси X в секции ПАО из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

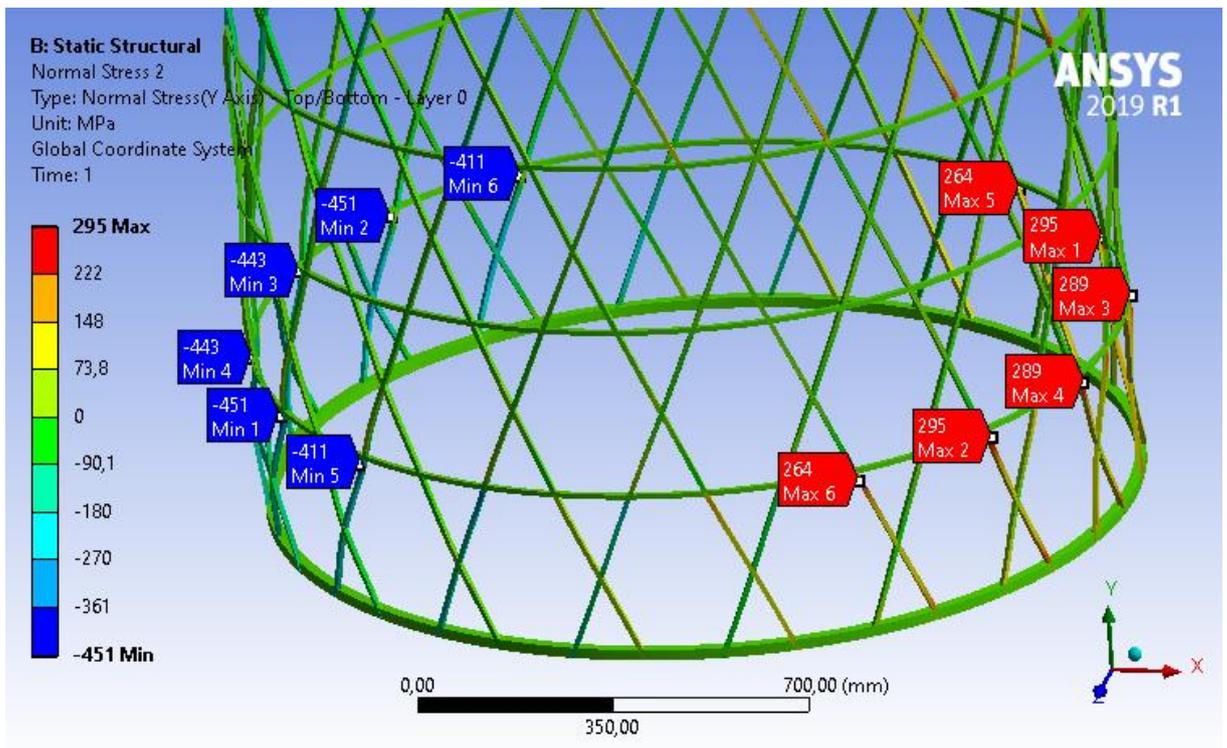


Рис. 3.4.4. Распределение напряжений вдоль оси Y в секции ПАО из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

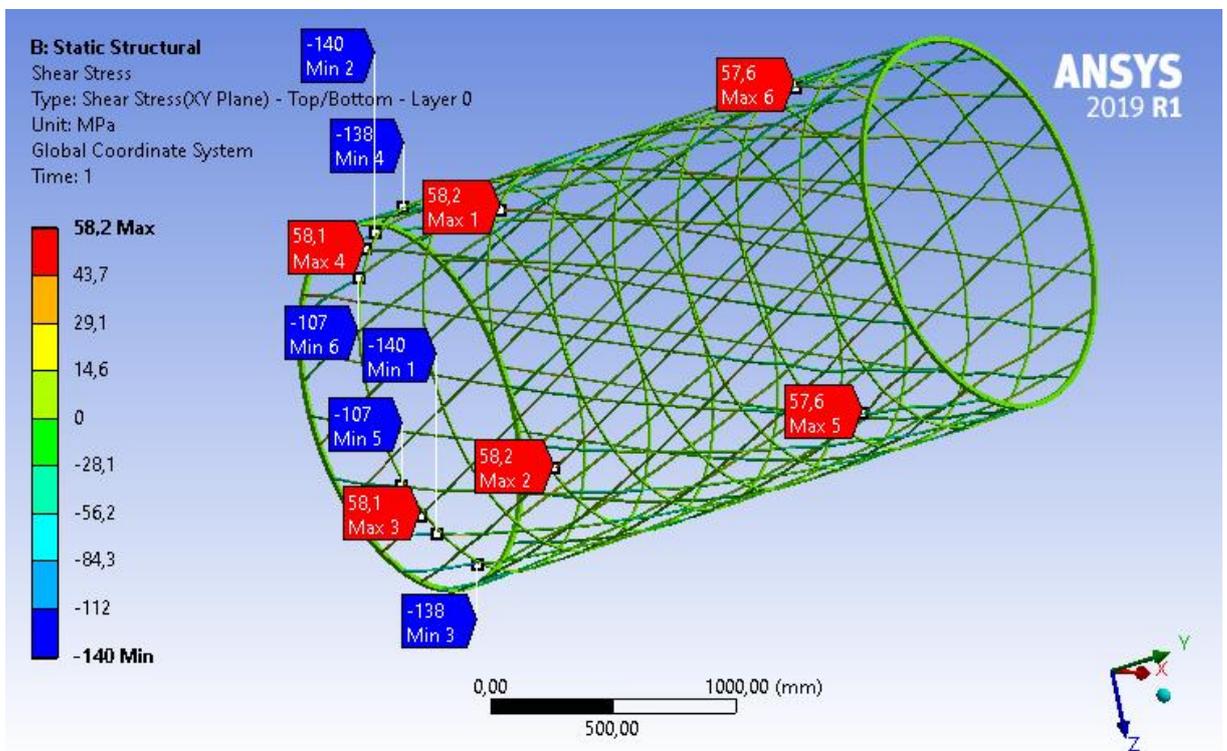


Рис. 3.4.5. Распределение касательных напряжений XY в секции ПАО из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

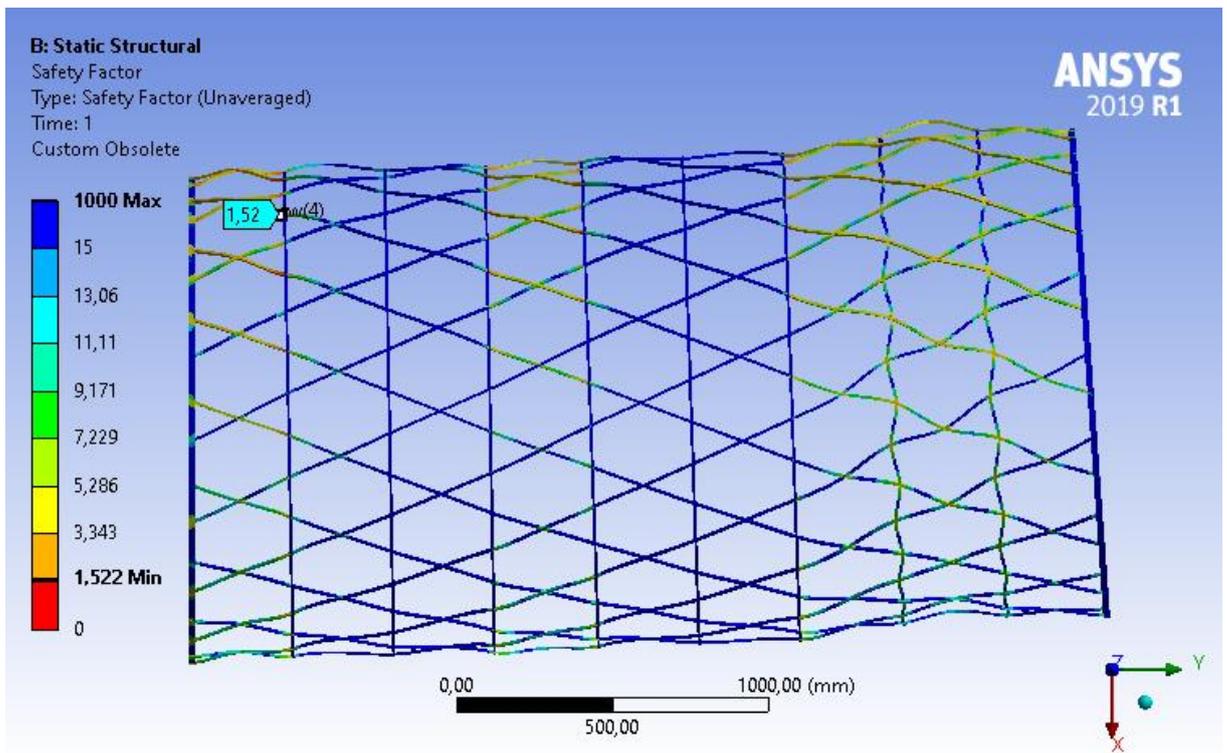


Рис. 3.4.6. Коэффициент запаса прочности в секции ПАО из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

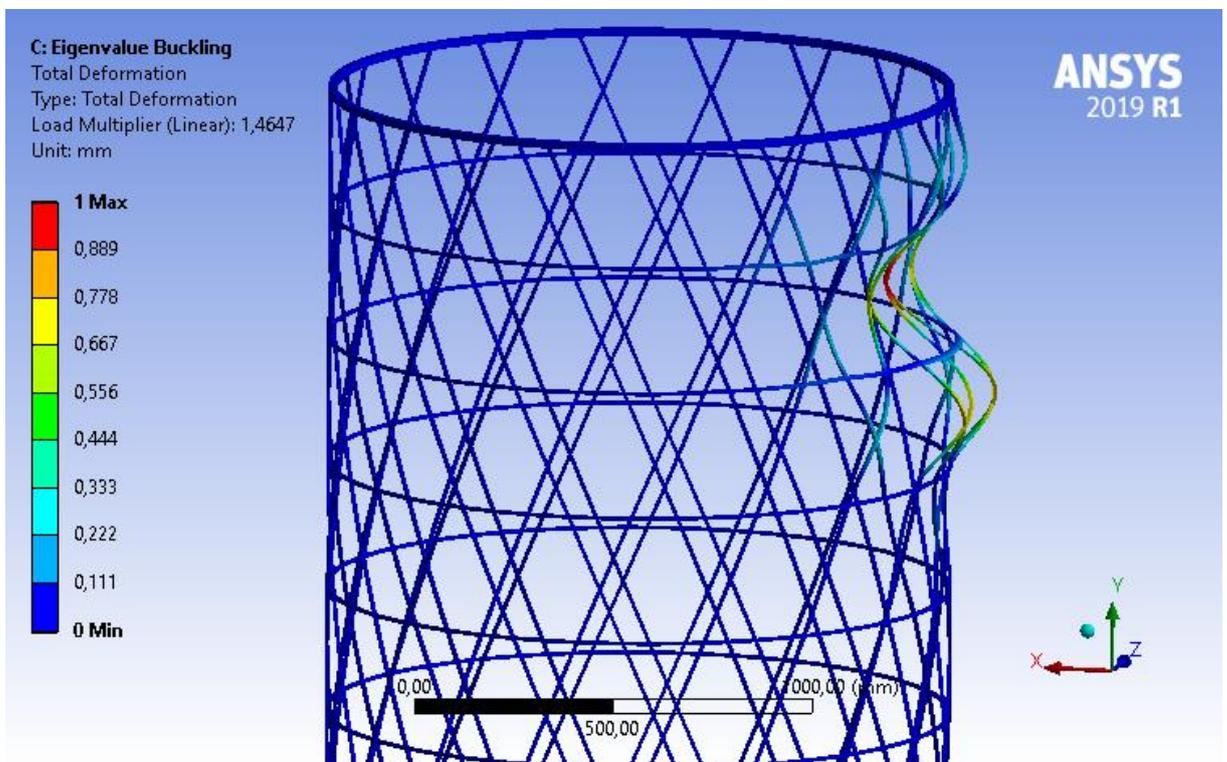


Рис. 3.4.7. 1-я форма потери устойчивости в секции ПАО из углепластика при 1-м варианте нагружения, МПа

3.5 Сравнительный анализ и подведение итогов

Масса силовой конструкции КА NEP КВОО, выбранной в качестве аналога, оценивается авторами проекта в **351,3** кг [16]. Элементы конструкции выполнены в основном из алюминиевых сплавов.

В процессе разработки силовой конструкции КА с ЯЭУ аналогичного класса в результате проведения параметрической оптимизации получены следующие значения масс элементов (табл. 3.5.1):

Таблица 3.5.1

Массы оптимизированных элементов силовой конструкции КА с ЯЭУ

№	Элемент конструкции	Масса, кг
1	Адаптер ЯЭУ	11,8
2	Коническая секция системы отведения ЯЭУ от ПАО	13,1
3	Внешняя цилиндрическая секция системы отведения ЯЭУ от ПАО	24,1
4	Секция ПАО	25,1

Кроме того, ранее было сделано предположение об общей массе средней и внутренней цилиндрических секций системы отведения ЯЭУ от ПАО, не превышающей 40 кг. Необходимо также учесть предполагаемую массу крепежа и прочих деталей, которые могут появиться в проекте на этапе конструкторской проработки. В работе [16] для этого применяется упрощенный метод – по стандарту ANSI/AIAA R-020A-1999 так называемая «базовая» масса увеличивается на определенное количество процентов, различающееся для разных типов компонентов изделий аэрокосмической отрасли. Чтобы сравнительный анализ мог считаться корректным, при оценке масс сравниваемых конструкций необходимо придерживаться общих стандартов. Массы элементов силовой конструкции с учетом соответствующей прибавки приведены в табл. 3.5.2.

Таблица 3.5.2

Массы элементов силовой конструкции КА с ЯЭУ с учетом крепежа и прочих дополнительных деталей согласно ANSI/AIAA R-020A-1999

№	Элемент(ы) конструкции	Прибавка, %	Масса, кг
1	Адаптер ЯЭУ	15	13,6
2	Коническая секция системы отведения ЯЭУ от ПАО	15	15,1
3	Внешняя цилиндрическая секция системы отведения ЯЭУ от ПАО	15	27,7
4	Секция ПАО	18	29,6
5	Средняя и внутренняя цилиндрические секции системы отведения ЯЭУ от ПАО	15	46,0

Таким образом, суммарная проектная масса элементов разработанной силовой конструкции КА с ЯЭУ оценивается в **132,0** кг, что на **219,3** кг или в **2,66** раза ниже проектной массы конструкции-аналога.

Важно отметить, что применение композитного сетчатого элемента в качестве секции ПАО обязывает принять меры по защите внутреннего оборудования от прямых солнечных лучей. Отсек не должен быть герметичным или иметь жесткую оболочку, но его вероятно потребуется покрыть экранно-вакуумной теплоизоляцией, то есть к массам оборудования ПАО также добавится около 7 кг изоляции от инфракрасного излучения [24]. Тем не менее, влияние этого фактора на общий выигрыш в массе незначительно. Применение КМ с высокими удельными механическими характеристиками, а также методов параметрической оптимизации при разработке силовой конструкции КА с ЯЭУ позволяет добиться значительного снижения ее массы по сравнению с конструкцией аналогичного КА, выполненной в основном из изотропных материалов. За счет этого становится возможным доставить на целевую орбиту в разы бóльшую массу ПГ – научного оборудования или существенно сократить время перелета.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В процессе выполнения данной работы были получены следующие результаты:

1. Обоснована целесообразность и актуальность работ по снижению массы несущих элементов КА с ЯЭУ с целью увеличения относительной массы ПГ, доставляемого рассматриваемым КА на целевую орбиту около заданного космического тела.
2. Разработана методика проектного расчета композитной сетчатой силовой конструкции КА с ЯЭУ с учетом нагрузок, действующих на нее на активном участке траектории РН.
3. Разработаны параметризованные модели композитных элементов силовой конструкции, учитывающие анизотропию свойств материала, универсально пригодные для определения их напряженно-деформированного состояния и форм потери устойчивости.
4. Показано значительное снижение массы силовой конструкции, включающей в себя параметрически оптимизированные сетчатые несущие элементы, выполненные методом намотки однонаправленного препрега на оправку. Проектная масса уменьшена до 132,0 кг, что на 219,3 кг или в 2,66 раз меньше по сравнению с конструкцией-аналогом, более подробные данные приведены в п. 3.5.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Ad Astra Rocket Company. Image gallery. – URL: <http://www.adastrarocket.com/aarc/ImageGallery> (дата обращения 25.05.2021).
2. Carter, M. Using VASIMR® for the proposed Europa mission / M. Carter, A. Ilin, C. Olsen, et al. // AIAA SPACE Conference and Exposition. – Vol. 1 of the AIAA Space Forum. (San Diego, CA, 04-07 August, 2014). – P. 1297-1317.
3. Dayes, A. R. SNAP 10A reactor nuclear analysis / A.R. Dayes, W.A. Flynn, J.P. Hawley. – Oak Ridge, TN: US Atomic Energy Commission, 1965. – 80 p.
4. Gibson, M. NASA's Kilopower reactor development and the path to higher power missions / M. Gibson, S. Oleson, D. Poston, et al. // 2017. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170002010> (дата обращения 07.05.2021).
5. Grahn, S. The US-A program (Radar Ocean Reconnaissance Satellites – RORSAT) and radio observations thereof / S. Grahn // URL: <http://www.svengrahn.pp.se/trackind/RORSAT/RORSAT.html> (дата обращения 06.01.2021).
6. Hadhazy, A. Mission: Fission / A. Hadhazy // URL: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/mission-fission/> (дата обращения 06.01.2021).
7. Houts, M. Space fission propulsion and power / M. Houts, S. Mitchell, K. Aschenbrenner, et al. // 2017. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170011526> (дата обращения 14.01.2021).
8. Ilin, A.V. A survey of missions using VASIMR® for flexible space exploration / A.V. Ilin, L.D. Cassady, T.W. Glover, et al. // 2010. – URL: http://www.adastrarocket.com/VASIMR_for_flexible_space_exploration.pdf (дата обращения 21.01.2021).

9. Ilin, A.V. Low thrust trajectory analysis (A survey of missions using VASIMR® for flexible space exploration – part 2) / A.V. Ilin // 2012. – URL: http://www.adastrarocket.com/VASIMR_for_flexible_space_exploration-2012.pdf (дата обращения 21.01.2021).
10. Klein, A. Operational considerations for space fission power and propulsion platforms: a report to the nuclear power & propulsion technical discipline team / A. Klein, A. Camp, P. McClure, et al. // 2020. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20200003163> (дата обращения 16.01.2021).
11. Litchford, R. Multi-MW closed cycle MHD nuclear space power via nonequilibrium He/Xe working plasma / R. Litchford, N. Harada // 2011. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20110009914> (дата обращения 14.01.2021).
12. Loghry, C. LEO to GEO (and beyond) transfers using high power solar electric propulsion (HP-SEP) / C. Loghry, S. Oleson, J. Woytach, et al. // 2017. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20180000689/> (дата обращения 12.03.2021).
13. Longmier, B. Improved efficiency and throttling range of the VX-200 magnetoplasma thruster / B. Longmier, J. Squire, C. Olsen, et al. // Journal of Propulsion and Power. – 2014. – Vol. 30, No 1. – P. 123-132.
14. Lynch, C. Ion thruster sets world record / C. Lynch // URL: https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_2416.html (дата обращения 25.05.2021).
15. New Horizons radioisotope thermoelectric generator (RTG) after removal of the outside container. – URL: <https://mediaarchive.ksc.nasa.gov/#/Detail/5131> (дата обращения 29.05.2021).
16. Oleson, S. A Kuiper Belt Object Orbiter enabled by 10 kW Kilopower electric propulsion / S. Oleson, J. Dankanich, D. Grantier, et al. // 2019. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190029259/> (дата обращения 01.04.2021).
17. SpaceX Falcon User's Guide. – URL: https://www.spacex.com/media/Falcon_Users_Guide_082020.pdf (дата обращения 23.05.2021).

18. Voyager Mission Status. – URL: <https://voyager.jpl.nasa.gov/mission/status/> (дата обращения 12.03.2021).
19. Гриневич, Д.В. Критерии разрушения полимерных композиционных материалов (обзор) / Д.В. Гриневич, Н.О. Яковлев, А.В. Славин // Труды ВИАМ. – 2019. – № 7(79). – С. 92-111.
20. Драгунов, Ю.Г. Быстрый газоохлаждаемый реактор для космической ЯЭДУ мегаваттного класса / Ю.Г. Драгунов // Проблемы машиностроения и автоматизации. – 2015. – № 2. – С. 117-120.
21. Кухаркин, Н.Е. Космическая ядерная энергетика (ядерные реакторы с термоэлектрическим и термоэмиссионным преобразованием – «Ромашка» и «Енисей») / Н.Е. Кухаркин; под ред. Н.Н. Пономарева-Степного. – М.: ИздАТ, 2012. – 226 с.
22. Кухарчук, О.Ф. В.Я. Пупко и космическая ядерная энергетика / О.Ф. Кухарчук, В.А. Линник, А.П. Пышко // Известия высших учебных заведений. Ядерная энергетика. – 2016. – №4. – С. 78-90.
23. Легостаев, В.П. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок / В.П. Легостаев, В.А. Лопота, В.В. Синявский // Космическая техника и технологии. – 2013. – №1 (1). – С. 6-17.
24. Матвеев, Н.К. Экранно-вакуумная теплоизоляция и определение ее характеристик: учебное пособие / Н.К. Матвеев. – СПб.: БГТУ, 2012. – 39 с.
25. Материалы основной образовательной программы "Проектирование авиационных и ракетных двигателей". Двигательные и энергетические установки космических аппаратов. Модуль 5. Электроракетные двигательные установки космических аппаратов. – URL: <http://tdla.ssau.ru/uop/vvedrd/module5.pdf> (дата обращения 11.03.2021).
26. Продукция АО ОКБ «Факел». Официальный сайт. – URL: <https://fakel-russia.com/produksiya> (дата обращения 25.05.2021).

27. Тейшев, Е.А. Применение топливных элементов для энергопитания космических кораблей / Е.А. Тейшев. – М.: Информстандартэлектро, 1967. – 28 с.
28. Фармаковская, А.А. Свойства рабочего тела коллоидного электроракетного двигателя / А.А. Фармаковская, А. Ф. Штырлин // Вестник Московского авиационного института. – 2012. – Т. 19. – № 3. – С. 104-109.
29. Ядерный космический буксир в металле. – URL: <https://german-kmw.livejournal.com/112316.html> (дата обращения 27.05.2021).
30. Ярыгин, В.И. Ядерная энергетика прямого преобразования в космических миссиях XXI в. / В.И. Ярыгин // Известия высших учебных заведений. Ядерная энергетика. – 2013. – №2. – С. 5-20.