

**АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО  
«КОРПОРАЦИЯ «ТАКТИЧЕСКОЕ РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ»**

(АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»)



ул. Ильича, д. 7, г. Королев, Московская обл., Россия, 141080  
Тел.: +7 (495) 542-57-09, факс: +7 (495) 511-94-39; E-mail: kmo@ktrv.ru, www.ktrv.ru  
ОКПО 07503313 ОГРН 1035003364021 ИНН/КПП 5099000013/997450001



**JOINT STOCK COMPANY «TACTICAL MISSILES CORPORATION»**

(JSC «Tactical missiles corporation»)

Пушча str., 7, Korolev,  
Moscow region, Russia, 141080

Phone: +7 (495) 542-57-09, Fax: +7 (495) 511-94-39;  
E-mail: kmo@ktrv.ru, www.ktrv.ru

Конкурсная работа

на тему:

**«Разработка универсального авиационного пускового  
устройства на основе передовых высокопроизводительных  
вычислительных ресурсов»**

Номинация:

«За успехи в разработке авиационной техники и компонентов»

Авторы:

**Самсонов Кирилл Сергеевич**

**Блинов Павел Анатольевич**

**Герасимов Андрей Андреевич**

**Медведь Виктория Сергеевна**

**Семёнов Сергей Алексеевич**

**Денисов Михаил Алексеевич**

**Смоленцев Никита Александрович**

**Попинашкин Даниил Вячеславович**

г. Королёв, 2025 г.

## АННОТАЦИЯ

Авторским коллективом опытно-конструкторского бюро (ОКБ-80) АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» в 2024 году выполнена конструкторская разработка универсального авиационного пускового устройства (УАПУ), применяемая для интеграции летательных аппаратов в комплексах авиационного вооружения (КАВ), пилотируемых и беспилотных ограниченно манёвренных ЛА и вертолёт-носителей различных типов. Работа выполнена с применением современных цифровых технологий проектирования и с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов, что позволило оптимизировать количество, продолжительность, состав и объём натурных и полунатурных испытаний и более чем в 2,5 ÷ 3 раза снизить трудоёмкость и сроки выполнения конструкторских работ по созданию нового образца пускового устройства для перспективного авиационного средства поражения с сохранением высоких показателей надёжности (вероятность безотказной работы 0,995), эргономичности и качества разрабатываемой продукции. За период в 6 календарных месяцев успешно проведены конструкторские работы от этапа эскизного проектирования до готовности опытного образца к проведению механических и электрических стыковок под носитель и переходу к лётным испытаниям.

Весь объём работ выполнен под контролем отдела технического контроля и качества (ОТК) АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» и военного представительства Министерства обороны Российской Федерации.

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
1 Описание конструкции и технической документации универсального пускового устройства.....	15
1.1 Переходная балка .....	17
1.2 Корпус.....	18
1.3 Пусковая направляющая.....	20
1.3.1 Силовая балка.....	21
1.3.2 Механизм защиты .....	22
2 Расчётные исследования УАПУ, выполненные до изготовления опытных образцов, с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов.....	24
2.1 Аэродинамика совместного полёта с носителем .....	24
2.2 Статическая прочность УАПУ .....	30
2.3 Расчётные исследования в обеспечение динамической прочности конструкции УАПУ .....	32
2.3.1 Модальный анализ конструктивно-силовой схемы УАПУ .....	33
2.3.2 Широкополосная случайная вибрация .....	37
2.3.3 Гармонический отклик конструктивно-силовой схемы УАПУ ..	40
2.3.4 Механический удар однократного действия.....	44
2.4 Расчёт теплового режима УАПУ при сходе изделия.....	47
2.5 Расчёт надёжности УАПУ .....	50
3 Выполнение предварительных испытаний и оценка достоверности расчётных исследований статической и динамической прочности УАПУ ....	52
4 Выполнение эксплуатационных испытаний и оценка достоверности расчётных исследований теплового режима УАПУ .....	53
Выводы .....	59

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, в связи с необходимостью повышения конкурентоспособности отечественной авиационной и ракетной промышленности, снижения сроков опытно-конструкторских работ (ОКР) при разработке перспективных летательных аппаратов, их оборудования и агрегатов, обеспечения безотказной работоспособности и безопасности необходимо ещё на стадии проектирования и научно-исследовательских работ (НИР) применять обоснованные технические решения и современные методы инженерного анализа на основании результатов компьютерного моделирования и применения современных цифровых технологий. Применение компьютерного моделирования процессов жизненного цикла авиационной техники позволяет повысить точность проводимых прочностных расчётов конструкции, сократить время и затраты на эксплуатационную отработку, предварительные, эксплуатационные и приемочные испытания опытных образцов авиационной техники. Развитие и применение современных цифровых технологий и высокопроизводительных вычислительных ресурсов позволило перейти на следующий уровень качества и достоверности расчётов, существенно повысить эффективность, качество и адекватность, что в свою очередь позволило оптимизировать количество, продолжительность, состав и объём натурных и полунатурных испытаний изделий авиационной техники на различных этапах его жизненного цикла. Данный вопрос является наиболее актуальным и востребованным в период проведения специальной военной операции (СВО).

Авторский коллектив Опытного-конструкторского бюро (ОКБ-80) АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» (далее – Корпорация) в состав которого входят: Начальник расчётно-экспериментального отдела **Блинов Павел Анатольевич**, Заместитель начальника расчётно-экспериментального отдела – начальник бригады **Самсонов Кирилл Сергеевич**, Начальник отдела компоновок и планера изделий **Герасимов Андрей Андреевич**, Ведущий конструктор расчётно-экспериментального отдела **Медведь Виктория**

**Сергеевна**, Ведущий конструктор расчётно-экспериментального отдела  
**Семенов Сергей Алексеевич**, Инженер-конструктор 1 категории расчётно-экспериментального отдела  
**Денисов Михаил Алексеевич**, Начальник бригады надёжности расчётно-экспериментального отдела  
**Смоленцев Никита Александрович**, инженер-конструктор 3 категории отдела компоновок и планера изделий  
**Попинашкин Даниил Вячеславович**, в 2024 году успешно выполнил работы по созданию универсального авиационного пускового устройства с применением современных цифровых технологий и высокопроизводительных вычислительных ресурсов.

Авторский коллектив принимал непосредственное участие и в полном объёме выполнил следующие работы:

1. Разработана и оформлена техническая и эксплуатационной документация, программное и методическое обеспечения проведения испытаний и исследований, научно-методическое обеспечение проведения лабораторных и цифровых испытаний, программы и методики испытаний (Глава 1);

2. Расчётно-исследовательские оценки и анализ жизненного цикла конструкции, расчёты на прочность и устойчивость конструкции в различные этапы эксплуатации на всём жизненном цикле, расчёты на статическую и динамическую прочность конструкции, расчёты аэродинамики при совместно применении под носителем, расчёты теплового режима конструкции, расчёт частотных характеристик конструкции и анализ отсутствия резонансов конструкции в эксплуатационном диапазоне. По результатам расчётов сформулированы предложения и рекомендации по обеспечению прочности, качества и эффективности УАПУ. Вероятность безотказной работы УАПУ составила  $P_{УАПУ} = 0,995$ . Надёжность конструкции изделия УАПУ обеспечивается. (Глава 2).

3. Предварительные испытания по исследованию амплитудно-частотных и фаза-частотных характеристик, испытания по анализу статической и динамической прочности конструкции универсального пускового устройства,

испытания по подтверждению прочности при транспортировании конструкции УАПУ. Выполненные испытания позволили подтвердить адекватности и достоверность расчётов с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов (Глава 3)

4. Эксплуатационные испытания и исследования выполнены для валидации проведённых расчётов теплового режима УАПУ при сходе с направляющей и воздействия реактивной струи двигателя ЛА на элементы конструкции. Выполнена оценки воздействия неучтённых в расчёте факторов, в том числе воздействия конденсированной фазы продуктов сгорания топлива ЛА (Глава 4).

Все основные результаты работы получены лично авторским коллективом или при непосредственном участии и применены на изделии 85, которое в настоящее время проходят этап государственных испытаний. Оформлена вся необходимая нормативно-техническая документация, протоколы, акты и отчёты по результатам работ. Разработанное универсальное пусковое устройство в данный момент готово к проведению механических и электрических стыковок под носитель.

Весь объём работ выполнен под контролем отдела технического контроля и качества (ОТК) АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» и военного представительства Министерства обороны Российской Федерации.

#### **Сведения о личном вкладе:**

**Самсонов Кирилл Сергеевич**, 1992 года рождения, заместитель начальника расчётно-экспериментального отдела – начальник бригады Опытного-конструкторского бюро АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Является руководителем, организатором и непосредственным участником работ по компьютерному моделированию процессов динамической прочности всех разрабатываемых образцов высокоточного оружия Корпорации. Самсонов К.С. является одним из ведущих специалистов по внедрению и применению современных цифровых технологий при разработке, испытаниях и эксплуатации перспективных авиационных средств поражения.

Самсонов К.С. внес значительный вклад в освоение перспективных изделий 65, 80, 75, 30, 07К, 85 и 50 на этапах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в рамках государственного оборонного заказа. Под руководством и при непосредственном участии Самсонова К.С. разработаны и внедрены мероприятия по совершенствованию методик создания цифровых испытаний конструкций и проведения расчётных и экспериментальных работ по оценке динамической прочности авиационных средств поражения при эксплуатации.

В 2024 г. награждён Почётной грамотой Главы городского округа за значительный вклад в укрепление обороноспособности страны, героический самоотверженный труд по выпуску и производству перспективных образцов авиационных средств поражения, применяемых в ходе специальной военной операции и доказавших свою боевую эффективность. Лауреат Премии имени Николая Александровича Макаровца «За внедрение передовых технологий и инновационных решений». Лауреат Всероссийского конкурса «Инженер года» в номинации Авиация и космонавтика (№24-4641). Профессиональный инженер России (сертификат №24-192). В 2024 г. за победу в Московском областном конкурсе «На лучший проект среди специалистов в области управления» в номинации «Цифровая деятельность» Самсонов К.С. награжден Благодарственным письмом Губернатора московской области. В соответствии с Распоряжением Президента Российской Федерации от 29.12.2023 г. № 449-рпс назначен на стипендию работникам организаций оборонно-промышленного комплекса. В 2022 году за большой личный вклад в развитие авиационной промышленности Российской Федерации награжден почетной грамотой Союза авиапроизводителей России. Участник более 45 всероссийских и международных научно-технических конференций, конкурсов и симпозиумов (20 из них международных). Автор 61/7 опубликованной научной работы, в том числе 7 свидетельств о государственной регистрации программ ЭВМ. Аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана (НИУ). Выпускник «Программы Государственной переподготовки управленческих кадров для предприятий

народного хозяйства «Управление бизнес-проектами» Финансового университета при Правительстве Российской Федерации (Диплом Серия ПП № 773300043708).

**Блинов Павел Анатольевич**, 1994 года рождения, начальник расчётно-экспериментального отдела Опытно-конструкторского бюро АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Является высококвалифицированным уникальным специалистом и руководителем направления по обеспечению статической прочности конструкций, цифровых испытаний и валидации результатов компьютерного моделирования физических процессов основных этапов жизненного цикла конструкций всех разрабатываемых образцов высокоточного оружия Корпорации. Блинов П.А. за счёт высокого уровня профессиональной подготовки является одним из наиболее компетентных специалистов в области современных цифровых технологий. Блинов П.А. внёс значительный вклад в освоение перспективных изделий 50, 85, 65, 80 30, 07, 07К, 75 на этапах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в рамках государственного оборонного заказа. При непосредственном участии Блинова П.А. разработаны и внедрены мероприятия по совершенствованию методик проведения расчётных и экспериментальных работ по валидации результатов использованием технологии цифровых двойников.

В соответствии с Распоряжением Президента Российской Федерации от 01.11.2020 г. № 274-рпс назначен на стипендию работникам организаций оборонно-промышленного комплекса. В 2023 г. награждён Медалью ордена «За заслуги перед Отечеством» II степени (№153033 от 24.04.2023 г.). По итогам всероссийского конкурса «Инженер года» в номинации «Производство инновационной и высокотехнологичной продукции, включая импортозамещение» присвоено звание профессионального инженера России (Сертификат №24-439). Выпускник «Программы Государственной переподготовки управленческих кадров для предприятий народного хозяйства «Управление, подтверждая актуальность своей работы для страны по направлению производственной деятельности, соответствующей критическим

технологиям Российской Федерации. Участник более 10 всероссийских и международных научно-технических конференций. Автор 13/3 опубликованной научной работы.

**Герасимов Андрей Андреевич**, 1990 года рождения, начальник отдела компоновок и планера изделий Опытного-конструкторского бюро АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Является руководителем, организатором и разработчиком компоновок и конструктивно-силовых схем планеров, корпусов, узлов подвески, деталей крепления и механизмов всех разрабатываемых образцов высокоточного оружия Корпорации. Герасимов А.А. внёс значительный вклад в освоение перспективных изделий 50, 85, 65, 80 30, 07, 07К, 75 на этапах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в рамках государственного оборонного заказа. При непосредственном участии Герасимова А.А. разработаны и внедрены мероприятия по совершенствованию процессов проектирования, отработки и испытаний изделий опытных образцов.

Герасимов А.А. является автором новых образцов механизмов, патенты на изобретения RU2708108C1 и RU205163U1. В 2020 году приказом генерального директора Корпорации Герасимову А.А. было присвоено звание «Лучший молодой специалист года» в номинации «За значительный вклад в развитие конструкторских разработок». Участник более 12 всероссийских конференций и конкурсов. В соответствии с Распоряжением Президента Российской Федерации в 2024 году назначен на стипендию работникам организаций оборонно-промышленного комплекса. В 2023 г. награждён Медалью ордена «За заслуги перед Отечеством» II степени.

**Медведь Виктория Сергеевна**, 1999 года рождения, Ведущий инженер-конструктор в АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Является высококвалифицированным специалистом и руководителем направления по валидации результатов компьютерного моделирования процессов основных этапов эксплуатации всех разрабатываемых образцов высокоточного оружия Корпорации. Медведь В.С. за счёт высокого уровня профессиональной подготовки является одним из наиболее компетентных специалистов отрасли в области современных цифровых технологий. Медведь В.С. разработала

программное и методическое обеспечение проведения испытаний и исследований конструкции универсального авиационного пускового устройства, разработала научно-методическое обеспечение проведения лабораторных и цифровых испытаний, выполнила расчётно-исследовательскую оценку и анализу жизненного цикла конструкции. Медведь В.С. внесла значительный вклад в освоение перспективных изделий 50, 85, 65, 80 30, 75 на этапах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в рамках государственного оборонного заказа. При непосредственном участии Медведь В.С. разработаны и внедрены мероприятия по совершенствованию методик проведения расчётных и экспериментальных работ по валидации результатов компьютерного моделирования процессов основных этапов эксплуатации изделий с использованием технологии цифровых двойников.

В 2024 году Медведь В.С. присвоено звание Лауреат Премии имени Николая Александровича Макаровца «За внедрение передовых технологий и инновационных решений». Лауреат Всероссийского конкурса «Инженер года» в номинации «Авиация и космонавтика» (Свидетельство №24-3399). Сертификат Профессионального инженера России №24-364. Лауреат XXIII научно-технической конференции молодых учёных и специалистов ПАО «РКК «Энергия». В 2023 году приказом генерального директора Корпорации №211 от 26.05.2023 Медведь В.С. было присвоено звание «Лучший молодой специалист года» в номинации «За значительный вклад в развитие конструкторских разработок». В 2023 г. Генеральным директором объявлена благодарность за достижения высоких результатов в труде и большой вклад в развитие АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Медведь В.С. является высококвалифицированным, уникальным специалистом, которая своей работой вносит существенный вклад в дело развития Корпорации, подтверждая актуальность своей работы для страны по направлению производственной деятельности, соответствующей критическим технологиям Российской Федерации. Участница более 10 всероссийских и международных

научно-технических конференций. Автор 8/3 опубликованной научной работы.

**Денисов Михаил Алексеевич**, 1998 года рождения, инженер-конструктор 1 категории в АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Является высококвалифицированным специалистом по направлению расчёта и валидации результатов компьютерного моделирования теплового режима основных этапов эксплуатации всех разрабатываемых образцов высокоточного оружия Корпорации. Денисов М.А. внёс значительный вклад в освоение перспективных изделий на этапе опытно-конструкторских работ в рамках Государственного оборонного заказа. Денисовым М.А. проведены расчётные исследования тепловых режимов и напряжённо-деформированного состояния составных частей изделий, динамики движения изделий и их составных частей в условиях комплексного нагружения с использованием высоркопроизводительных вычислительных ресурсов. Проведённые исследования позволили определить конструктивное исполнение составных частей изделий и значительно снизить объём испытаний, необходимых для подтверждения работоспособности. Денисовым М.А. проведены расчётные исследования температурного состояния изделий с применением суперкомпьютерных вычислительных технологий и методов конечно-элементного моделирования. Валидация тепловых моделей по результатам лётного эксперимента изделия показала высокую точность расчёта температурного состояния построенными тепловыми моделями и позволила подтвердить безопасность применения изделий Общества в условиях работы на наиболее теплонагруженных режимах их работы.

Денисов М.А. является участником более 25 всероссийских и международных научно-технических конференций, конкурсов и симпозиумов. Автор 15 научных публикаций, из них 8 индексируются в Scopus, 2 в ВАК. В 2024 году награждён званием «Лучший молодой специалист 2023 года АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»

в номинации «За внедрение в Обществе передовых достижений в области науки и техники». В 2024 году присуждено звание Лауреата XVI Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических разработок и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Награждён государственной стипендии Президента РФ и Правительства РФ по приоритетным направлениям подготовки студентов. Аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана (НИУ).

**Семёнов Сергей Алексеевич**, 1992 года рождения, Ведущий инженер-конструктор в АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Семёнов С.А. внёс значительный вклад в освоение перспективных изделий 85, 65, 80, 06, 07К, 75 на этапах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, в рамках государственного оборонного заказа. При непосредственном участии Семёнова С.А. разработан, проведены испытания и введён в серийную эксплуатацию двигатель изделия 85; проведены предварительные и завершаются государственные стендовые испытания стартового двигателя изделия 75, в которых Семёнов С.А. является членом Государственной комиссии по проведению Государственных стендовых испытаний (в соответствии с приказом руководителя Департамента Министерства обороны РФ по обеспечению государственного оборонного заказа №144дсп от 24.05.2024). Семёнов С.А. принимал непосредственное участие в создании и внедрении на предприятиях Корпорации отечественного СПК для полномасштабного моделирования на Супер-ЭВМ рабочих процессов в натуральных реактивных двигательных установках сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов. Семёнов С.А. является высококвалифицированным, уникальным специалистом, который своей работой вносит существенный вклад в дело развития АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», подтверждая актуальность своей работы для страны по направлению производственной деятельности, соответствующей критическим технологиям Российской Федерации.

Лауреат Всероссийского конкурса «Инженер года» в номинации «Авиация и космонавтика» (Свидетельство №21-2849). Сертификат Профессионального инженера России №21-368. В соответствии с Распоряжением Президента Российской Федерации от 04.11.2020 г. № 274-рпс назначен на стипендию работникам организаций оборонно-промышленного комплекса. Окончил аспирантуру Московского Авиационного Института (НИУ). В настоящее время участник «Программы Государственной переподготовки управленческих кадров для предприятий народного хозяйства, обучается в Государственном университете управления по программе «Организационные и экономические основы эффективного функционирования производственного комплекса». Участник более 7 всероссийских и международных научно-технических конференций, в том числе в качестве члена экспертной комиссии от предприятий промышленности. Автор 8 опубликованных научных работ.

**Смоленцев Никита Александрович**, 1999 года рождения, начальник бригады надёжности расчётно-экспериментального отдела Опытного-конструкторского бюро АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Является высококвалифицированным специалистом и руководителем направления по расчёту показателей надёжности всех разрабатываемых образцов высокоточного оружия Корпорации на этапах проектирования и разработки. Смоленцев Н.А. за счёт высокого уровня профессиональной подготовки является одним из ведущих специалистов по внедрению и применению инновационных методик расчёта надёжности в процессе разработки, опытных испытаниях и эксплуатации перспективных авиационных средств поражения. Смоленцев Н.А. внес значительный вклад в освоение перспективных изделий 06, 1-07, 2-07, 30, 50, 75 и 85 на этапах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в рамках государственного оборонного заказа. При непосредственном участии Смоленцева Н.А. разработаны и внедрены мероприятия по обеспечению требуемых показателей надёжности на различных этапах разработки перспективных авиационных средств поражения в рамках государственного оборонного заказа.

В 2023 году приказом генерального директора Корпорации №211 от 26.05.2023 Смоленцеву Н.А. было присвоено звание «Лучший молодой специалист года» в номинации «За внедрение в обществе передовых достижений в области науки и техники». В 2022 году приказом генерального директора Корпорации Смоленцеву Н.А. было присвоено звание «Лучший молодой специалист года» в номинации «За внедрение в обществе передовых достижений в области науки и техники». Участник более 8 всероссийских и международных научно-технических конференций. Автор 3/1 опубликованной научной работы.

**Попинашкин Даниил Вячеславович**, 1999 года рождения, инженер-конструктор 3 категории в АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Является высококвалифицированным специалистом в области разработок функциональных и технологичных конструкций корпусов и конструктивно-силовых схем авиационной и ракетной техники, а так же пусковых установок. Попинашкин Д.В. оперативно выполняет работы по проектированию конструкций с применением современных методов и цифровых технологий, позволяющие на раннем этапе проектирования произвести учёт внешних механических и климатических факторов, температурных деформаций и условий эксплуатации, в области разработок быстросъемных и регулируемых узлов крепления с целью применения современных материалов для снижения веса и повышения надежности.

Попинашкин Д.В. внес значительный вклад в разработку и оптимизацию высоконагруженных механизмов преобразования движения при разработке высоконагруженных механизмов изделий авиационной и ракетной техники. Внедренные современных подходов позволило снизить массогабаритные показатели и улучшить летно-технические характеристики изделий АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение».

# **1 Описание конструкции и технической документации универсального пускового устройства**

Универсальное авиационное пусковое устройство (далее по тексту – УАПУ) было разработано для интеграции летательных аппаратов (ЛА) в комплекс авиационного вооружения (КАВ). Разработанный объект представляет собой пусковое устройство, предназначенное для размещения и надёжного удержания при транспортировании на балочном держателе носителей и поочерёдного пуска двух ЛА. Под носителем понимается пилотируемый и беспилотный ограниченно манёвренный летательный аппарат и вертолёт-носители различных типов (далее – носитель). Под ЛА понимаются изделия ракетной техники, интегрируемые в КАВ носителей, и включающие в себя изделия различных схем расположения аэродинамических поверхностей (далее – изделие).

Работы по проектированию и конструированию УАПУ выполнены с учётом следующих требований:

- взаимозаменяемость УАПУ по местам установки и крепления на носителях, по местам подвески изделий – пусковое устройство должно обеспечивать установку изделий на различных точках подвески носителей – а также электрической и информационной стыковки с изделиями и носителем;
- обеспечение многократной подвески и снятия изделий без промежуточных регулировок и юстировок – персонал, обеспечивающих подвеску устройства, не должен обладать специальными знаниями и высоким уровнем компетенций;
- обеспечение возможности аварийного отделения УАПУ при возникновении нештатных ситуаций со стороны носителя или изделий;
- УАПУ должно иметь всеклиматическое исполнение и сохранять прочность во всём диапазоне высот и скоростей полёта с носителем;
- обслуживание УАПУ должно выполняться типовым инструментом без применения дополнительных спецприспособлений.

УАПУ представляет собой универсальную двухпозиционную авиационную пусковую установку, применяемую для изделий Х-образной схемы рулей и несущими поверхностями.

Внешний вид конструкции пускового устройства представлен на рисунке 1. В состав УАПУ входят следующие основные узлы:

- переходная балка, являющаяся основой двухпозиционной конструктивно-силовой схемы УАПУ, на которой установлены силовые пусковые направляющие (далее по тексту – ПН) и размещена аппаратура;

- две ПН, необходимые для удержания при транспортировании изделий в совместном полете, задающие требуемое направление, положение и траекторию движения изделий при их сходе.

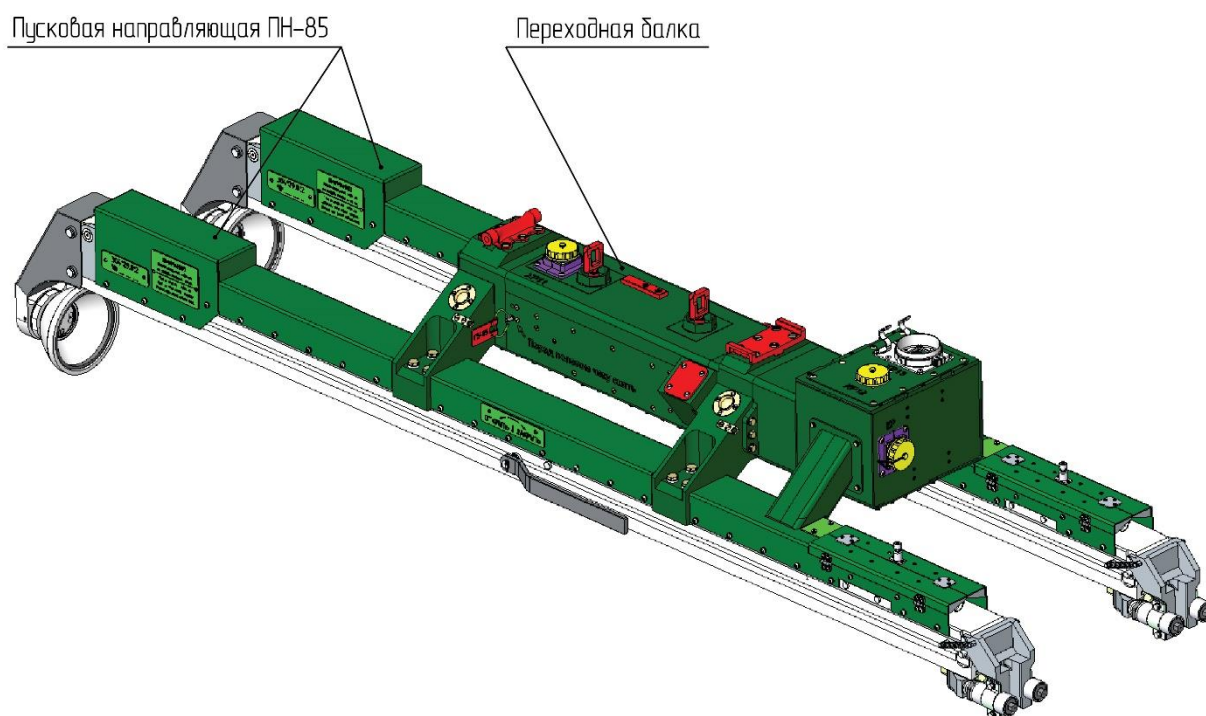


Рисунок 1 – Конструкция УАПУ

УАПУ имеет увеличенную длину и уменьшенную высоту в сравнении со своими аналогами, что делает возможным применение более удлиненных изделий и обеспечивает больший клиренс. Итоговая масса УАПУ на 25-30% меньше массы аналогичных пусковых устройств, разработанных традиционными методами. Достигнутое снижение массогабаритных характеристик с сохранением высоких прочностных характеристик

конструкции пускового устройства подтверждает применимость конструктивных решений для массового производства УПАУ. По результатам проработки разработан комплект технической документации: сборочные и габаритные чертежи, спецификации, детализовка, схемы размещения УПАУ под носителями, программы и методики автономных и совместных статических и динамических испытаний пускового устройства.

### **1.1 Переходная балка**

Переходная балка является силовой составной частью УАПУ и предназначена для обеспечения механической, электрической и информационной увязки изделия с носителями с использованием ручного или автоматического режима информационной стыковки с возможностью размещения двух ПН на корпусе УАПУ; обеспечения защиты и виброизоляции размещённой в корпусе аппаратуры, блоков и агрегатов; восприятия и передачи на конструкцию носителя внешних механических и температурных воздействий, возникающих на изделии при совместном полёте с носителем и пуске.

Основными элементами переходной балки являются:

- корпус (1), являющийся основным силовым элементом конструкции УАПУ;
- узлы крепления (2), предназначенные для механической стыковки УАПУ и балочного держателя;
- вспомогательные упорные площадки (3), расположенные симметрично с двух сторон и предназначенные для закрепления ответных частей манёвренных ЛА с целью повышения жёсткости конструкции;
- аппаратура (4), назначением которой является передача электроэнергии, информационных сигналов и команд с носителя на ПН и далее на изделия;
- механизм безопасности (5), необходимый для обеспечения безопасности обслуживающего персонала при наземных работах, за счёт размыкания опасных электрических цепей;

– кожухи (6), предназначенные для прохождения жгутов и их защиты от внешних воздействующих факторов окружающей среды, в целях обеспечения требований всеклиматической электрической и информационной стыковки.

Схема расположения основных элементов УАПУ представлена на рисунке 2.

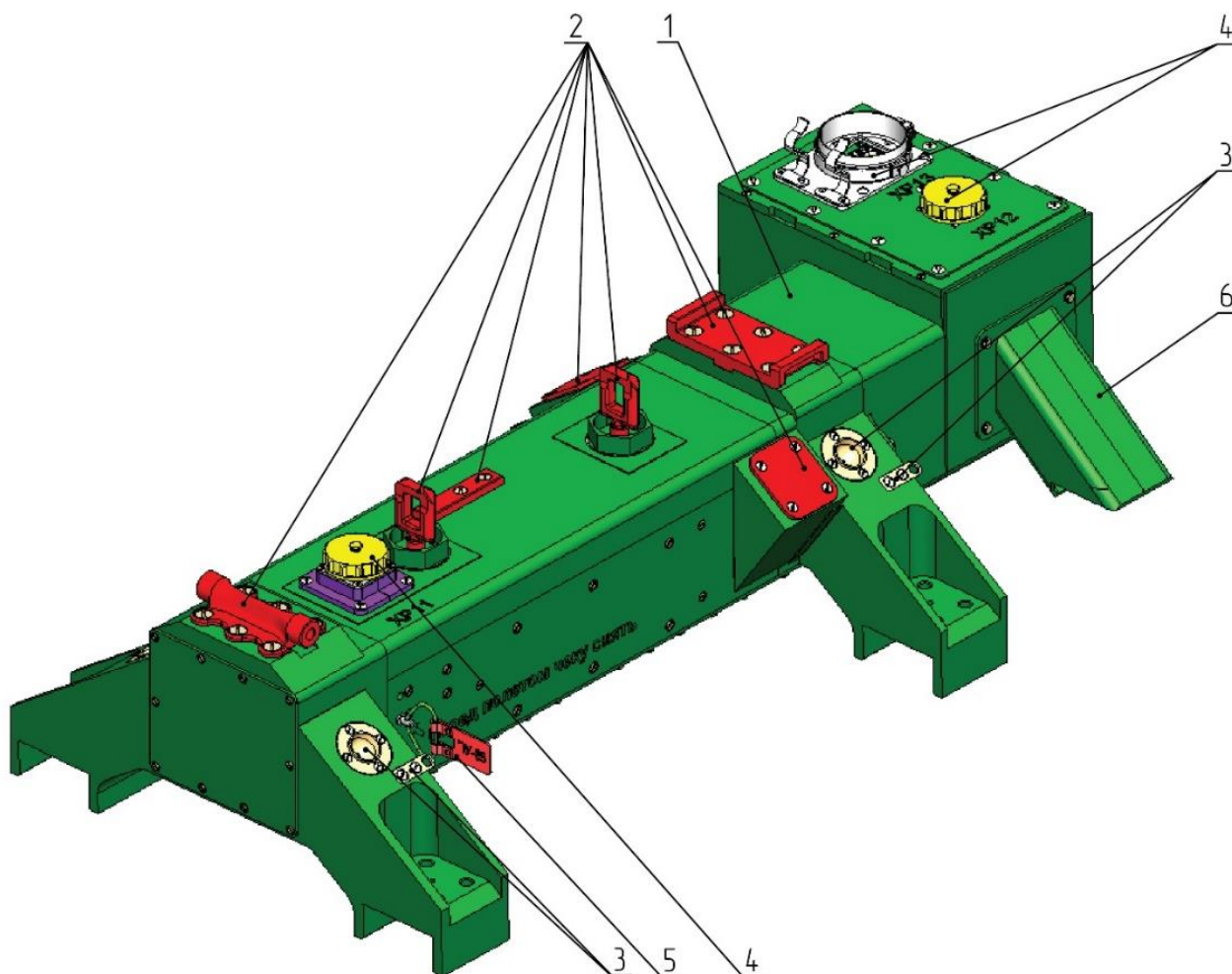


Рисунок 2 – Конструкция переходной балки: 1 – корпус, 2 – узлы крепления, 3 – вспомогательные упорные площадки, 4 – аппаратура, 5 – механизм безопасности, 6 – кожух

## 1.2 Корпус

Корпус пускового устройства, представленный на рисунке 3, является основным силовым элементом переходной балки, воспринимающим все виды нагрузок, на всех режимах эксплуатации УАПУ в составе КАВ.

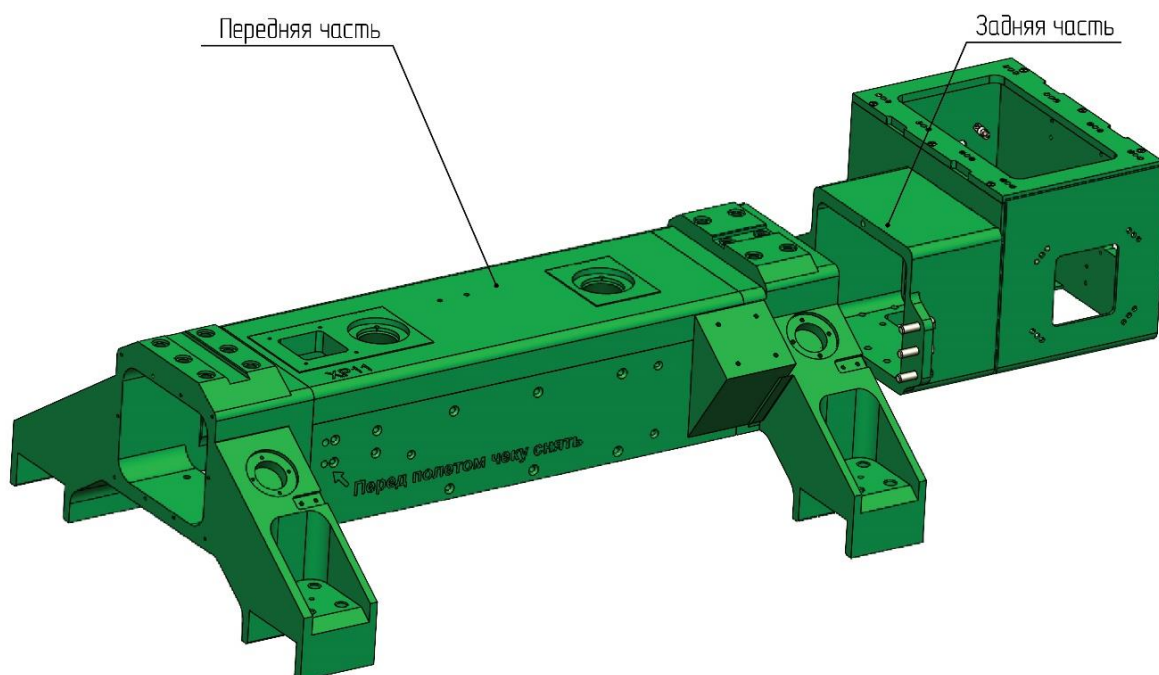


Рисунок 3 – Корпус УАПУ

Конструкция корпуса спроектирована с учётом требований минимальной трудоёмкости изготовления и повышения экономической эффективности с учётом требований технологичности и имеющегося в распоряжении Корпорации оборудования. Корпус представляет собой сборную конструкцию, состоящую из двух частей. Передняя и задняя части корпуса выполнены с использованием сварных соединений, что ведёт к снижению массы конструкции корпуса и снижению трудоёмкости производства деталей.

С целью облегчения конструкции изделия все элементы корпуса выполнены из алюминиево-магниевого сплава. Для обеспечения дополнительной защиты от внешних воздействующих факторов окружающей среды и повышения прочности изделия в условиях воздействия агрессивного климата на элементы наносится лакокрасочное покрытие. Заготовки получены из плит методом гидроабразивной резки с последующей чистовой обработкой используя фрезерные операции. После сборки корпуса области стыковки деталей подвергаются дополнительной механической обработке.

### 1.3 Пусковая направляющая

Пусковая направляющая является составной частью УАПУ и предназначена для:

- обеспечения безопасного и гарантированного схода изделия под действием силы тяги двигателя;
- надёжного размещения и удержания при транспортировании изделия;
- реализации механической, электрической и информационной увязки переходной балки с изделием;
- произведения подвески и снятия изделий при открытом замково-стопорном механизме.

Пусковая направляющая включает в себя следующие основные элементы, показанные на рисунке 4:

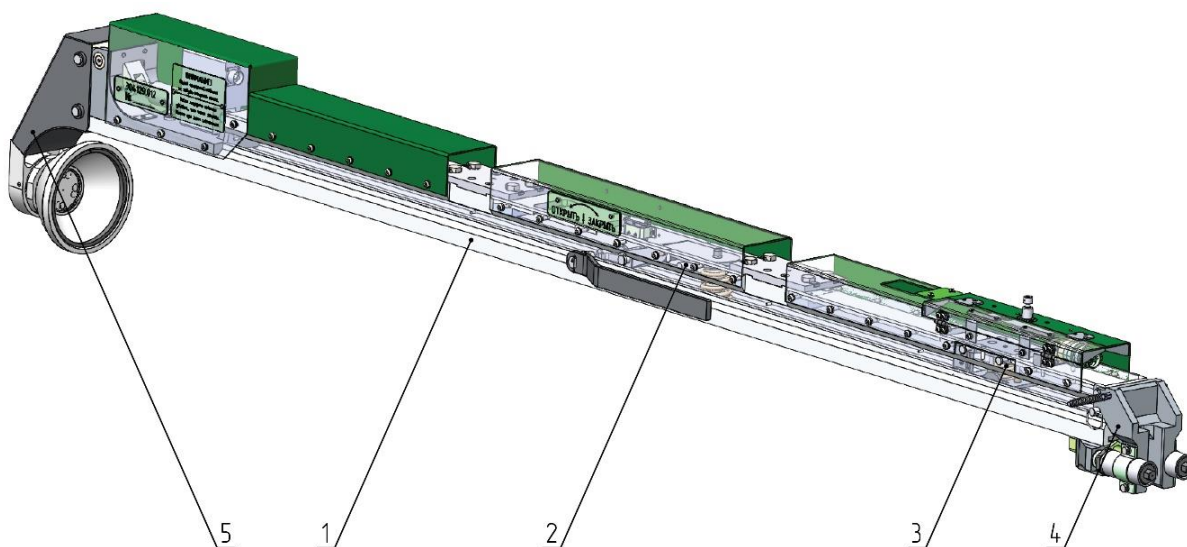


Рисунок 4 – Конструкция пусковой направляющей:

- 1 – силовая балка, 2 – замково-стопорный механизм,
- 3 – механизм вертикального прижима бугеля,
- 4 – механизм электроразъёма, 5 – механизм защиты

– силовая балка (1), обеспечивающая надёжное размещение и безопасный сход изделия;

– замково-стопорный механизм (2), предназначенный для исключения самопроизвольного схода изделия под действием внешних нагрузок и для обеспечения безопасности при проведении наземных работ;

– механизм вертикального прижима бугеля (3), предназначенный для гашения колебаний в вертикальном направлении;

– механизм электроразъёма (4), предназначен для электрической и информационной стыковки/расстыковки УАПУ и изделия;

– механизм защиты (5), обеспечивающий защиту обтекателя и чувствительных элементов головки наведения от механических повреждений, воздействия солнечного света и горячих газов при старте изделия с соседней позиции;

На переднем кожухе пусковой направляющей размещены основные инструкции по обслуживанию УАПУ и пластинка с её инвентарным номером и номером пусковой направляющей.

### **1.3.1 Силовая балка**

Силовая балка изготавливается из алюминиевого сплава в виде специального профиля, полученного горячим прессованием методом экструзии через фильеру. Выбранный материал и метод изготовления позволяют конструкции направляющей достичь высоких показателей технологичности, прочностных свойств и ремонтпригодности конструкции.

Сечение профиля выполнено двухсекционным. В верхней секции профиля располагаются элементы аппаратуры, а также проложены жгуты питания изделия. В нижней секции располагаются специальные привалочные поверхности, образованные вырезом и предназначенные для размещения бугелей изделия. В области прохождения переднего и среднего бугелей вырез шире, чем в области прохождения заднего бугеля для исключения заклинивания узла крепления изделия при сходе. Бугели изделия выполнены с различной шириной, благодаря чему обеспечивается центрирование при перемещении изделия по привалочным поверхностям, которые не проходят по всей длине корпуса-направляющей, за счёт чего происходит одновременный сход бугелей изделия и сокращается путь прохождения, благодаря чему уменьшается износ направляющей, а срок службы увеличивается.

С целью исключения задержания влаги по всей длине профиля выполнены дренажные отверстия.

### 1.3.2 Механизм защиты

Механизм защиты предназначен для защиты головки наведения и чувствительных элементов изделия.

Механизм защиты, показанный на рисунке 5, состоит из следующих основных элементов:

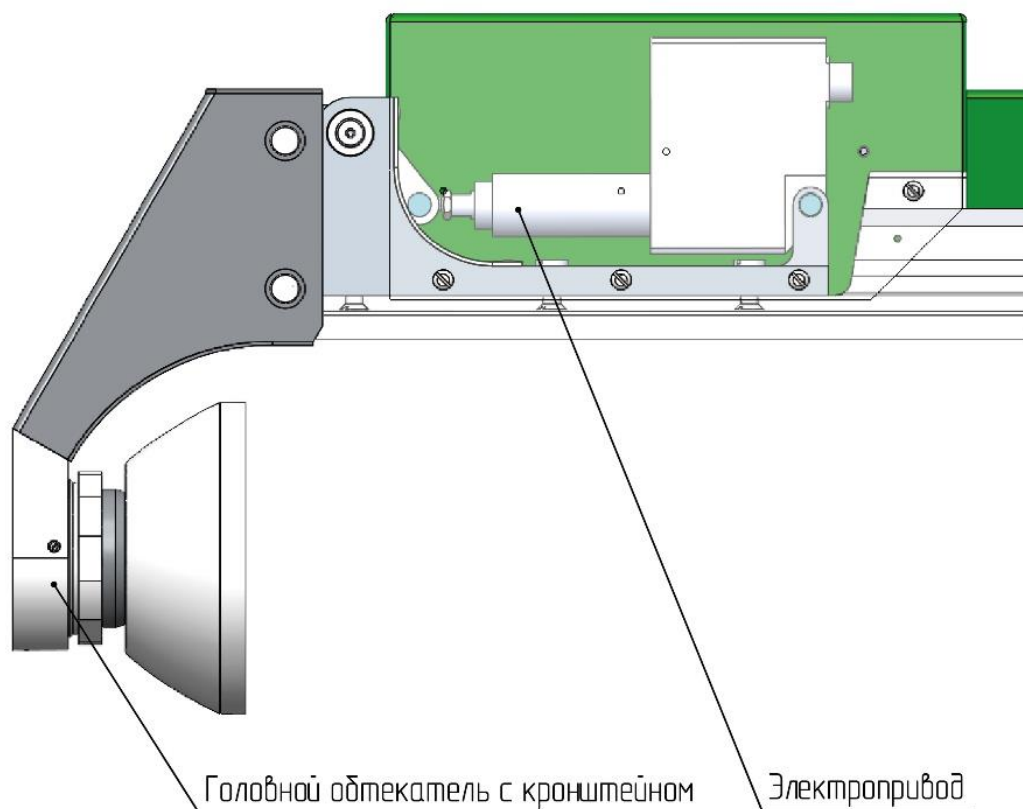


Рисунок 5 – Конструкция механизма защиты

- головного обтекателя с кронштейном, предназначенного для закрытия ГСН изделия с целью защиты от внешних воздействий;
- механизма электропривода, обеспечивающего управление открытием и закрытием головного обтекателя с кронштейном.

Головной обтекатель с кронштейном является быстросъёмным, при необходимости имеет возможность монтажа и демонтажа, как при подвеске/снятии изделия, так и при проведении наземных работ. Перемещение

обтекателя в различные положения может осуществляться как с помощью электропривода, так и в ручном режиме.

В верхней части кронштейна головного обтекателя выполнены отверстия для установки его на пусковую направляющую при помощи лёгкосъёмных осей, фиксируемых контровыми булавками. Головной обтекатель выполняется в виде полусферы или оживальной формы. Электропривод предназначен для управления положением головного обтекателя. При работе в составе УАПУ механизм электропитания имеет два контролируемых положения: открытое (выдвинутое положение штока) и закрытое (задвинутое положение штока).

Перед загрузкой изделия, в зависимости от выполняемых задач, открытие механизма защиты производится либо с помощью подачи команды с носителя на электропривод, либо ручным способом. После загрузки изделия подаётся команда с носителя на электропривод, головной обтекатель с кронштейном переводится в положение «закрыто», после чего формируется сигнал о наличии изделия и передаётся в систему управления вооружением носителя. Перевод в закрытое положение также может осуществляться вручную. Перед пуском изделия подаётся команда на открытие механизма. После перевода головного обтекателя в положение «открыто» осуществляется пуск изделия.

## **2 Расчётные исследования УАПУ, выполненные до изготовления опытных образцов, с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов**

### **2.1 Аэродинамика совместного полёта с носителем**

Для определения аэродинамических нагрузок, действующих на пусковое устройство в процессе его совместной эксплуатации с носителем исследована аэродинамическая интерференция системы «пусковое устройство – изделие – планер носителя». По результатам анализа определены аэродинамические характеристики УАПУ, установленной на носителе на пилонах точек подвески при различных режимах полёта, с учётом и без учёта влияния индуктивного потока.

Расчёты выполнены конечно-объёмными методами вычислительной гидродинамики в программно-аналитическом комплексе ANSYS Fluent. Расчётная модель содержала 18 696 351 гексаэдрический элемент. Суммарное время расчёта режимов обтекания на высокопроизводительном кластере АО «КТРВ» составило 473 часа.

Примеры картин обтекания, полученные в расчёте, представлены на рисунках 6-10. Рассмотрены три случая обтекания: изолированное пусковое устройство с подвешенными изделиями, пусковое устройство под носителем без учёта изменения скорости воздуха после прохождения им винтов носителя (без индуктивной скорости), пусковое устройство с учётом индуктивной скорости.

Для больших скоростей полёта принималось, что индуктивный поток от несущего винта не влияет на пусковое устройство и подвешенные изделия., что иллюстрирует картина распределения линий тока от несущего винта носителя, представленная на рисунке 9.

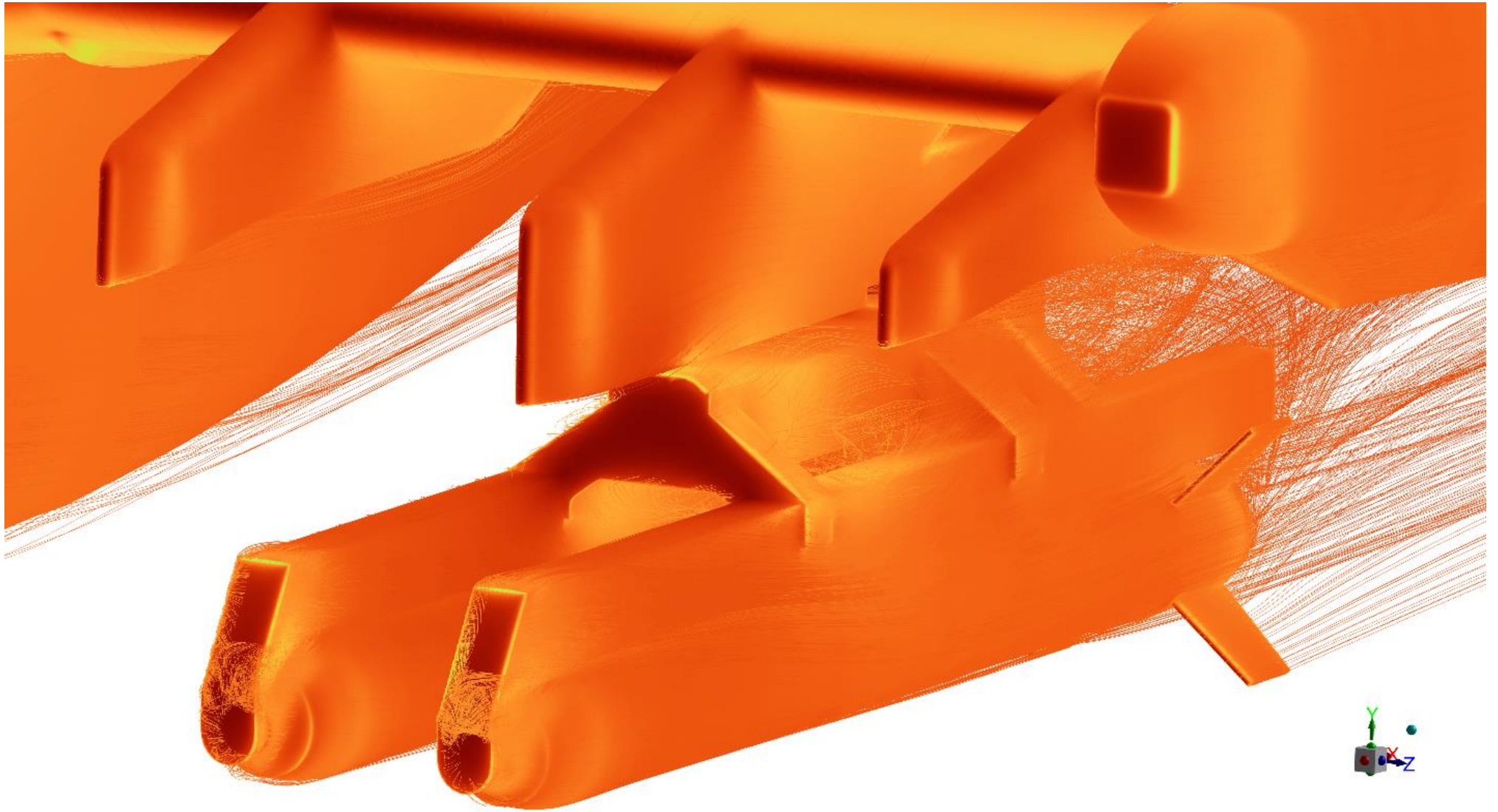


Рисунок 6 – Распределение давлений по УАПУ с изделиями и носителю в совместном полёте

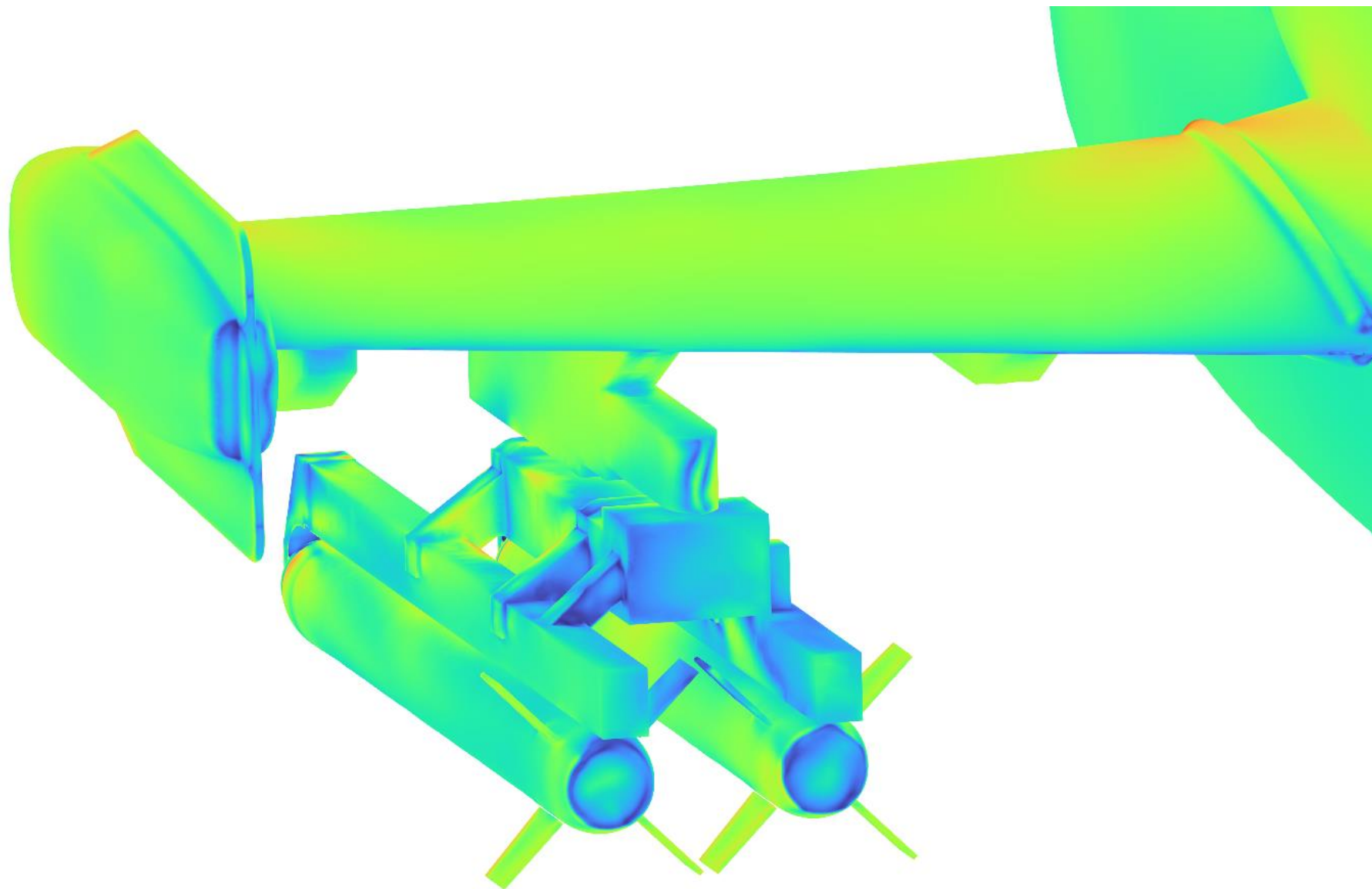


Рисунок 7 – Распределение интенсивности турбулентности по УАПУ с изделиями и носителю в совместном полёте

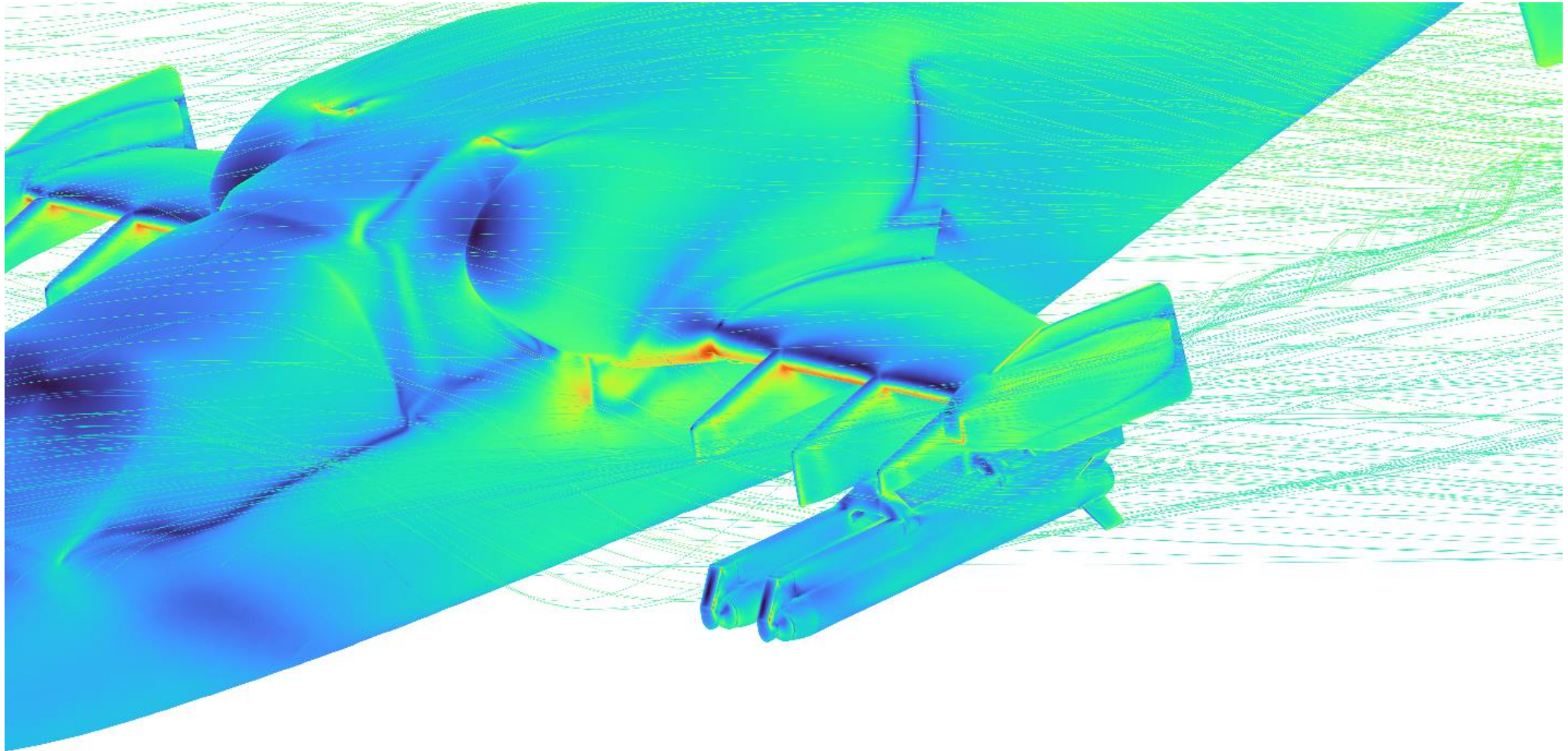


Рисунок 8 – Распределение интенсивности турбулентности с линиями тока по УАПУ с изделиями и носителю в совместном полёте

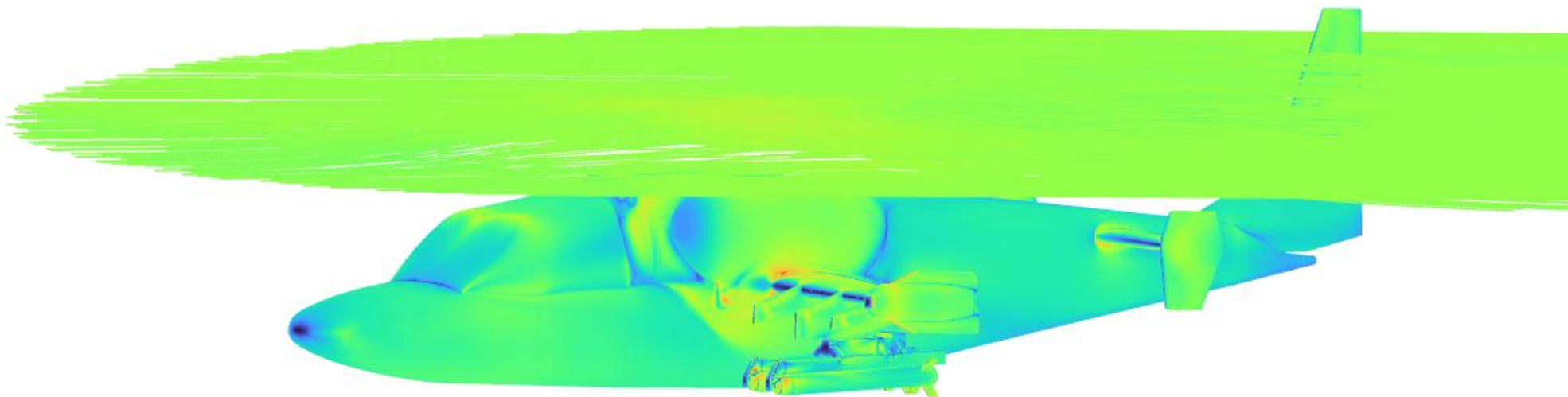


Рисунок 9 – Картина воздействия винта носителя на УАПУ при полёте на максимальной горизонтальной скорости

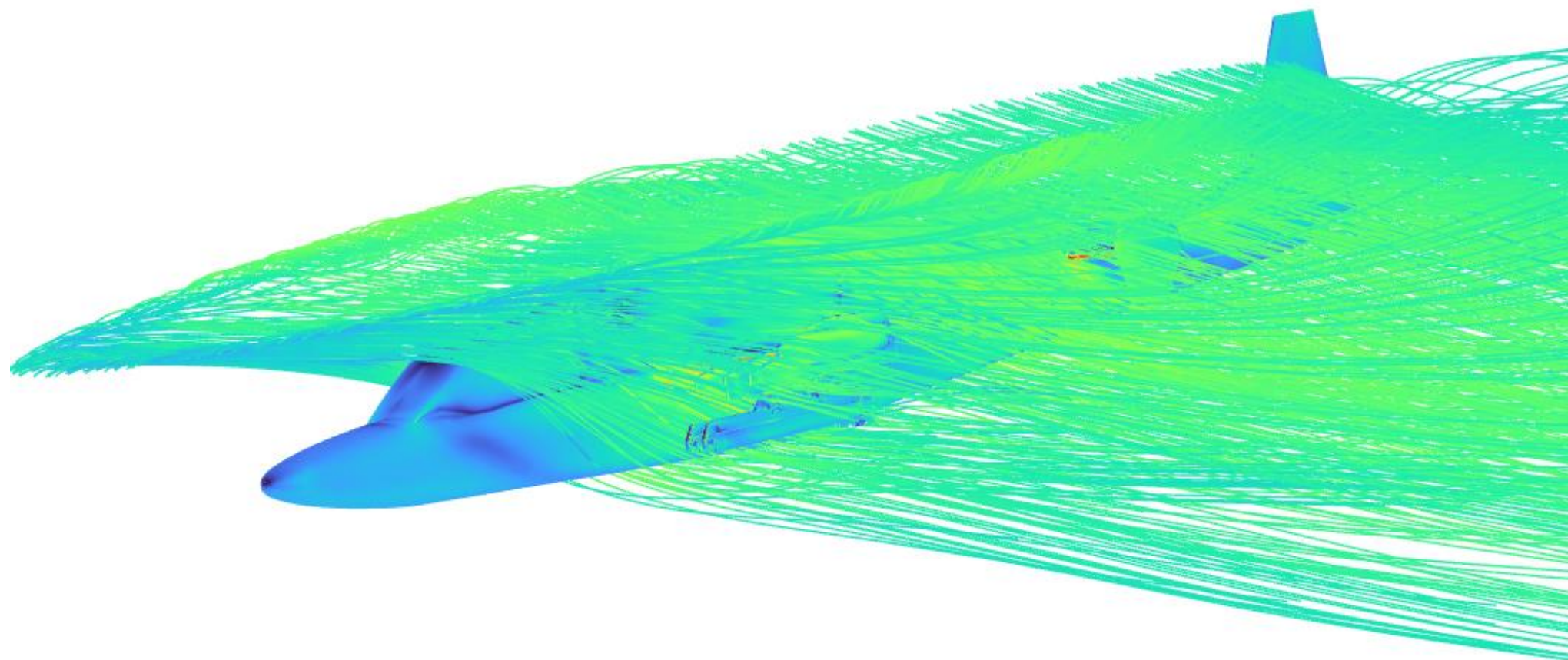


Рисунок 10 – Картина воздействия винта носителя на УАПУ

По результатам анализа определены аэродинамические коэффициенты при различных режимах полёта носителя. Дополнительно выявлены следующие соотношения между коэффициентами изолированной и совместной моделей:

1. Аэродинамические характеристики УАПУ с подвешенными изделиями существенно зависят от места его размещения на носителе;

2. Определённые в расчётах значения коэффициента силы лобового сопротивления пускового устройства с учётом потока от несущего винта ниже, чем величины, определённые у изолированного изделия;

3. Определённые в расчётах значения коэффициента подъёмной силы пускового устройства с учётом потока от несущего винта ниже, чем величины, определённые у изолированного изделия или изделия, установленного на носителе без учёта индуктивного потока от несущего винта;

4. Полученные результаты позволяют допустить конструкцию УАПУ в производство без доработок в части изменения аэродинамических характеристик.

## **2.2 Статическая прочность УАПУ**

Расчёт статической прочности УАПУ проведён в программном комплексе Ansys Workbench (модуль Static Structural). В результате расчёта получено напряжённо-деформированное состояние составных частей данной модели. По результатам анализа напряжённо-деформированного состояния перемещения точек пускового устройства и максимальные напряжения, возникающие в направляющих устройства, не приводят к потере статической прочности. Картины распределений перемещений, эквивалентных напряжений и запаса прочности по пределу текучести  $k_{0,2}$  представлены на рисунках 11-13.

Total Deformation  
Type: Total Deformation  
Unit: mm  
Time: 1 s  
20.08.2024 11:26

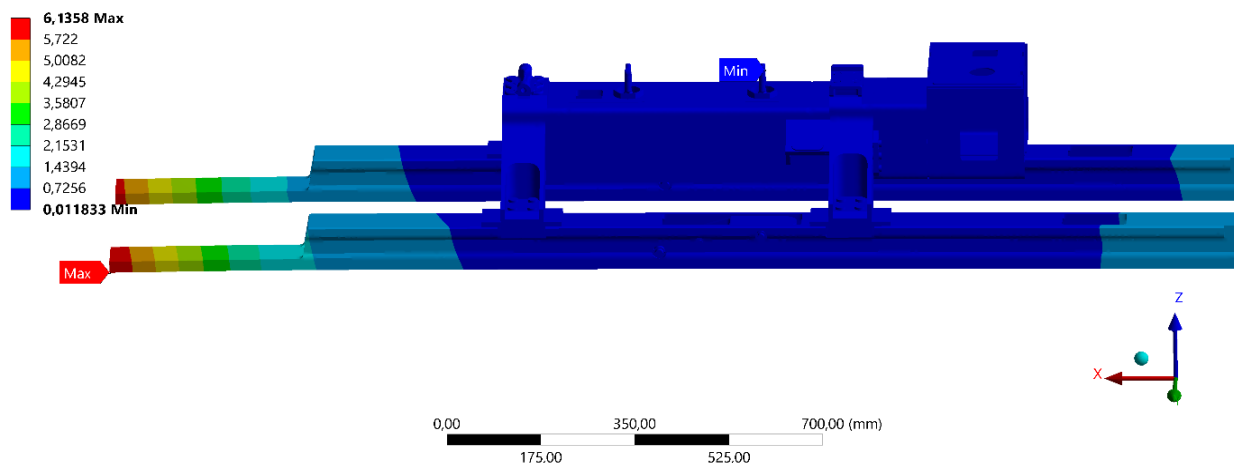


Рисунок 11 – Перемещения направляющих УАПУ при воздействии инерционных нагрузок совместного полёта

G: Copy of Copy of Конструкция от 02.08  
Equivalent Stress  
Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
Unit: MPa  
Time: 1 s  
20.08.2024 11:28

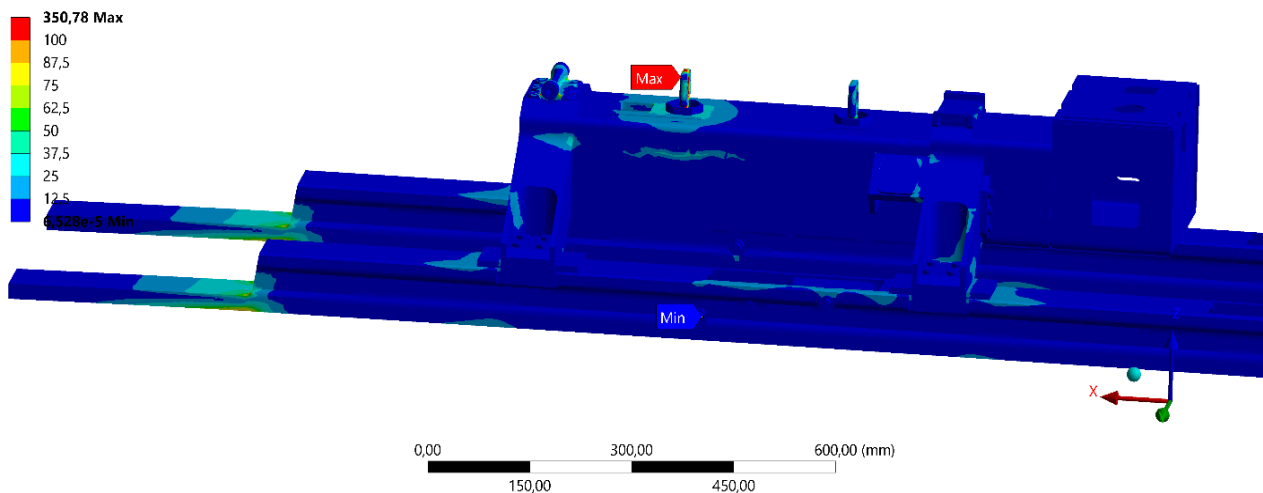


Рисунок 12 – Эквивалентные напряжения в направляющих УАПУ при воздействии инерционных нагрузок совместного полёта

G: Copy of Copy of Конструкция от 02.08  
Safety Factor  
Type: Safety Factor  
Time: 1  
15.08.2024 13:11

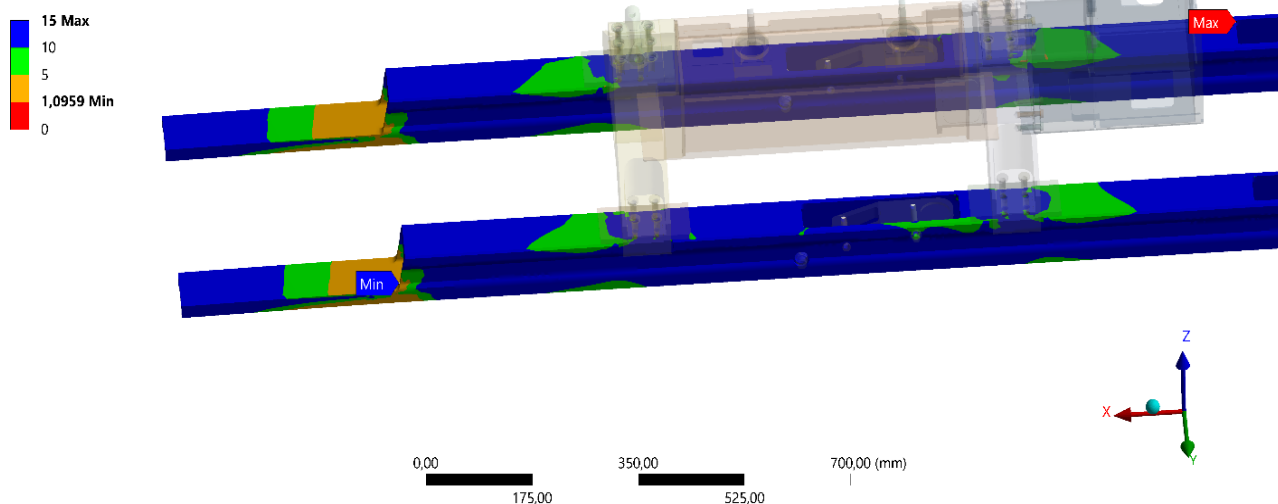


Рисунок 13 Запас прочности по пределу текучести в конструкции УАПУ при воздействии инерционных нагрузок совместного полёта

Минимальный запас прочности конструкции по пределу текучести по результатам расчёта не ниже  $k_{0,2} = 1,09$ . Для улучшения приработки и фрикционных качеств взаимодействия бугелей изделия и направляющих УАПУ в качестве материала рекомендовано использование алюминиевого сплава Д16Т.

Полученные результаты расчёта подтвердили статическую прочность конструкции УАПУ и позволили допустить её в производство.

### 2.3 Расчётные исследования в обеспечение динамической прочности конструкции УАПУ

В разделе представлены результаты проведения расчётных исследований в обеспечение динамической прочности конструкции УАПУ при применении в совместном полёте с носителями. Выполнен модальный анализ конструктивно-силовой схемы УАПУ, по результатам которого проведены расчётные исследования на широкополосную случайную вибрацию совместного полёта и расчётные изделия на гармонический отклик конструкции при воздействии критических частот носителей, на которых необходимо обеспечить отсутствие резонансов. Выполнены расчётные

исследования по оценке прочности конструктивно-силовой схемы УАПУ при воздействии механических ударов одиночного действия.

### **2.3.1 Модальный анализ конструктивно-силовой схемы УАПУ**

Для проведения расчётных исследований на широкополосную случайную вибрацию и гармонических отклик выполнен модальный анализ конструкции УАПУ. Данный анализ проведён в диапазоне частот от 0 до 2000 Гц. Диапазон определён, исходя из граничных условий для расчёта широкополосной случайной вибраций совместного полёта.

Общее количество найденных модальных форм, использованное для дальнейших расчётов, составляет 146 форм.

На рисунках 14-16 представлены первые изгибные формы колебаний конструктивно-силовой схемы (КСС) УАПУ.

**A: Modal**

Total Deformation

Type: Total Deformation

Frequency: 54,573 Hz

Unit: mm

Deformation Scale Factor: 6,5 (0.5x Auto)

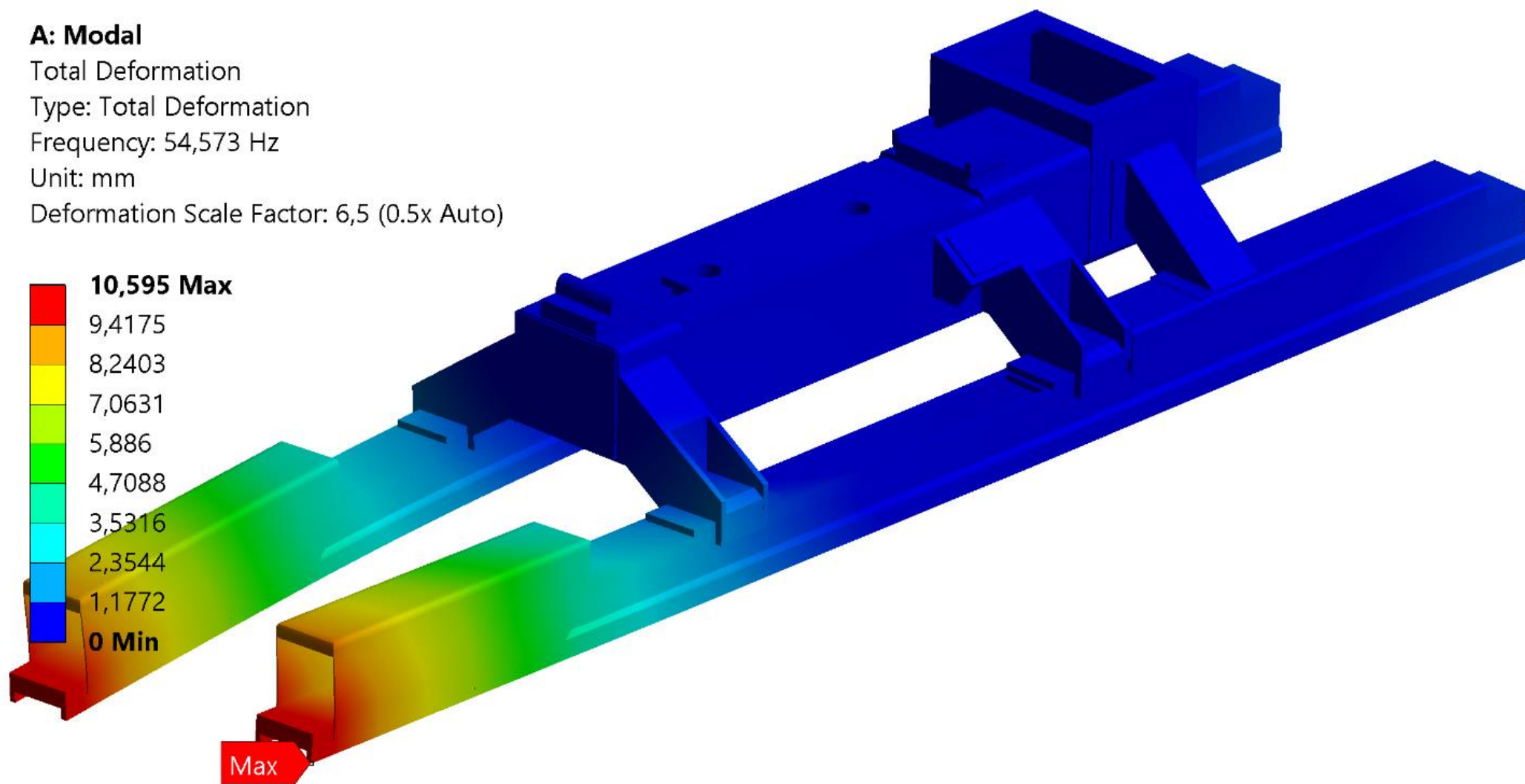


Рисунок 14 – Первая изгибная форма колебаний КСС УАПУ (частота 54,57 Гц)

**A: Modal**

Total Deformation 6

Type: Total Deformation

Frequency: 62,448 Hz

Unit: mm

Deformation Scale Factor: 6,6 (0.5x Auto)

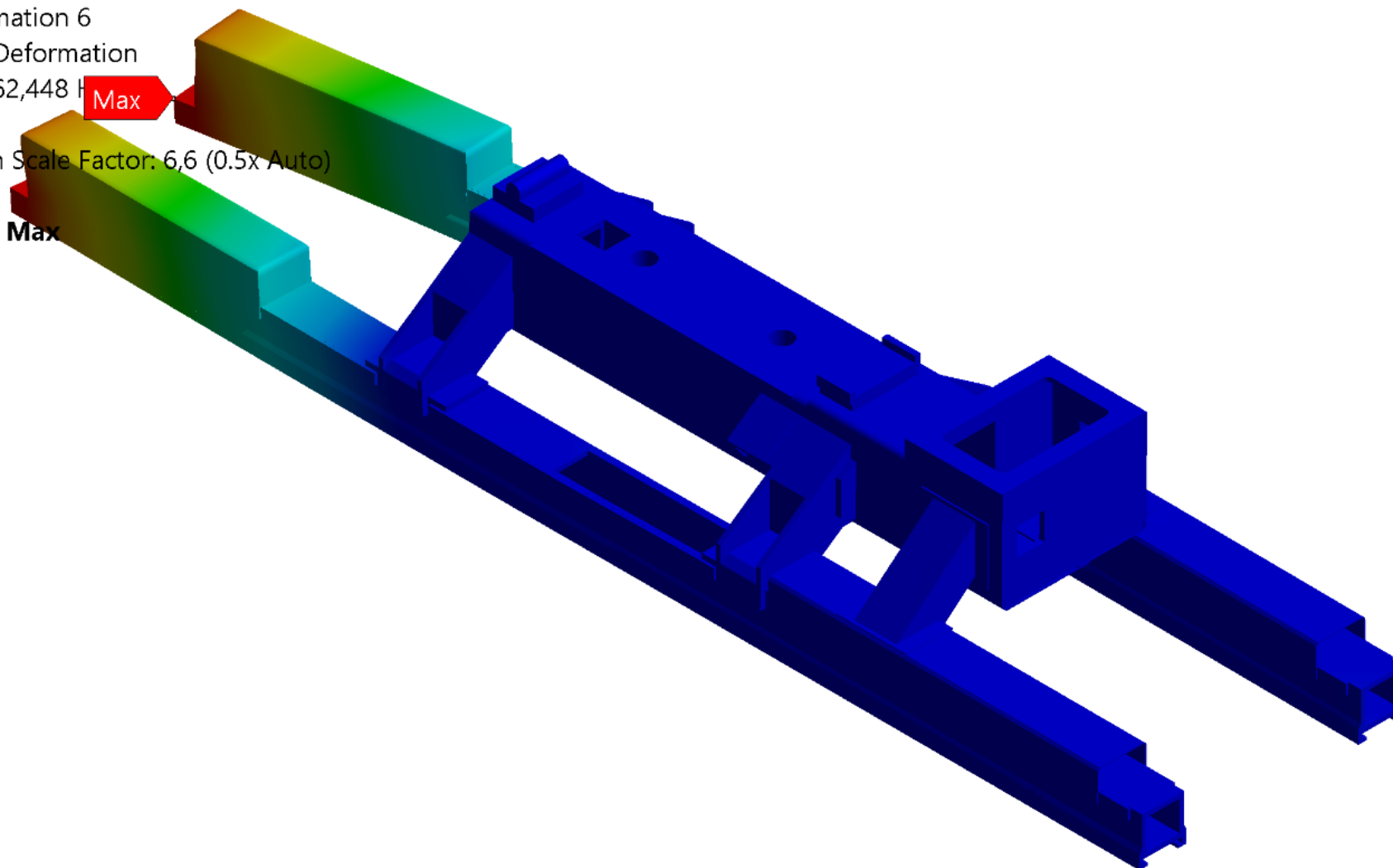
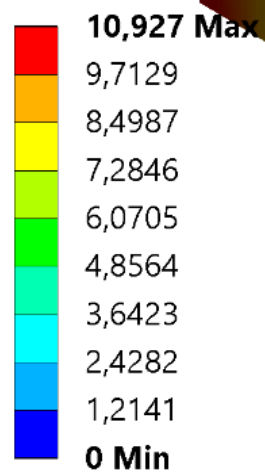


Рисунок 15 – Вторая изгибная форма колебаний КСС УАПУ (частота 62,45 Гц)

**A: Modal**

Total Deformation 6

Type: Total Deformation

Frequency: 70,297 Hz

Unit: mm

Deformation Scale Factor: 4,9 (0.5x Auto)

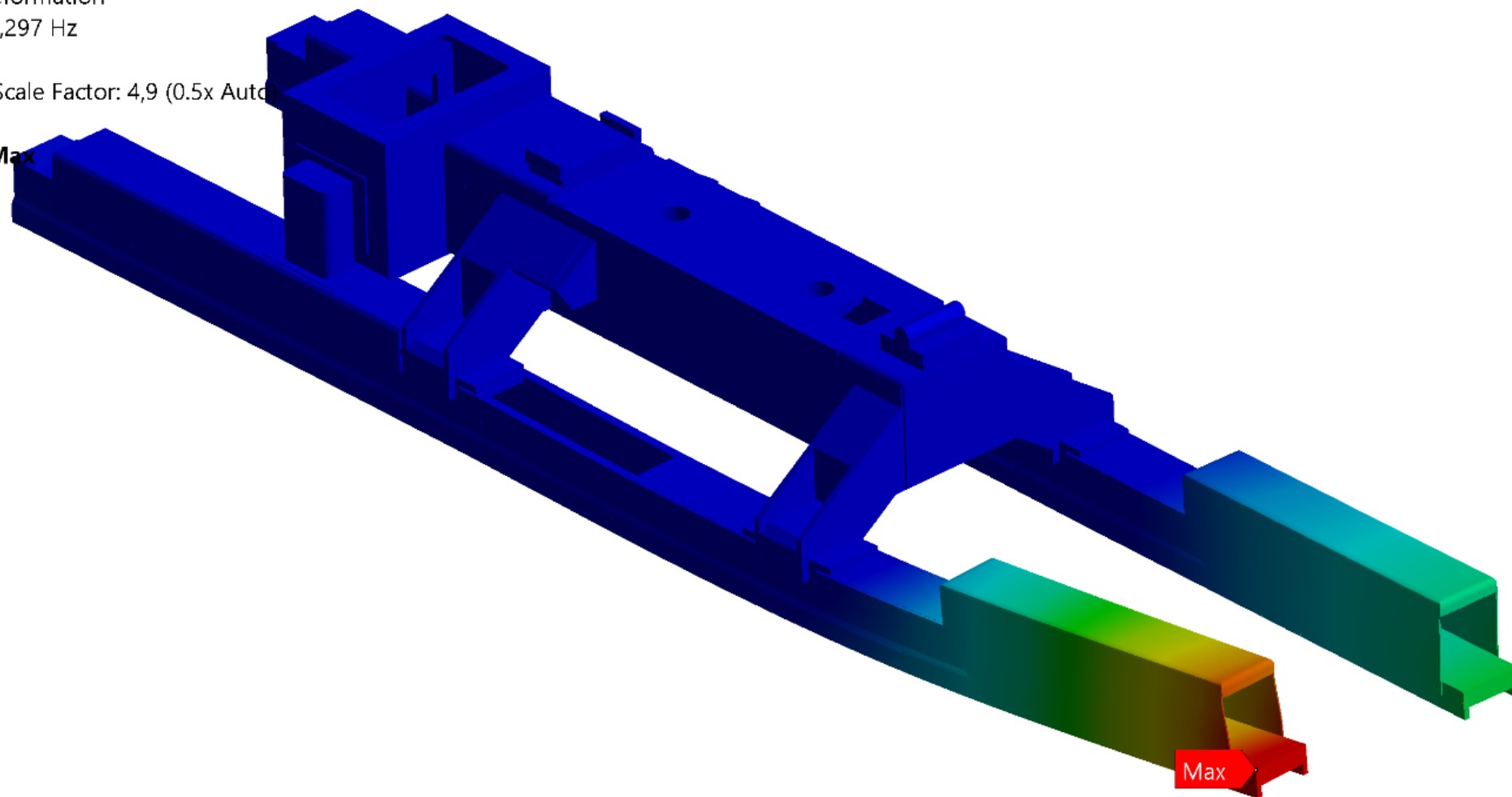
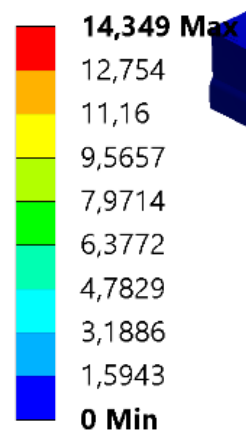


Рисунок 16 – Третья изгибная форма колебаний КСС УАПУ (частота 70,3 Гц)

По результатам модального анализа определены частоты и формы собственных колебаний УАПУ. Первая изгибная форма колебаний КСС УАПУ составляет 54,57 Гц. Необходимым критерием для обеспечения применения УАПУ с носителем является отсутствие резонансов области низких частот до 40 Гц. Таким образом, по результатам моделирования условия увязки УАПУ с носителем выполняются.

### 2.3.2 Широкополосная случайная вибрация

Полученный набор собственных частот и форм колебаний использован для расчёта отклика пусковой установки при воздействии широкополосной случайной вибрации, имитирующей нагрузки этапа совместного полёта УАПУ с носителями. Расчёты проведены для двух случаев, характеризующих воздействие нагрузок от разных носителей. При проведении моделирования исключены формы, модальная масса которых составляет менее 0,01%.

Результаты исследования на случайную широкополосную вибрацию по каждому расчётному случаю по каждой оси отражены в виде полей деформаций и напряжений на рисунках 17-22.

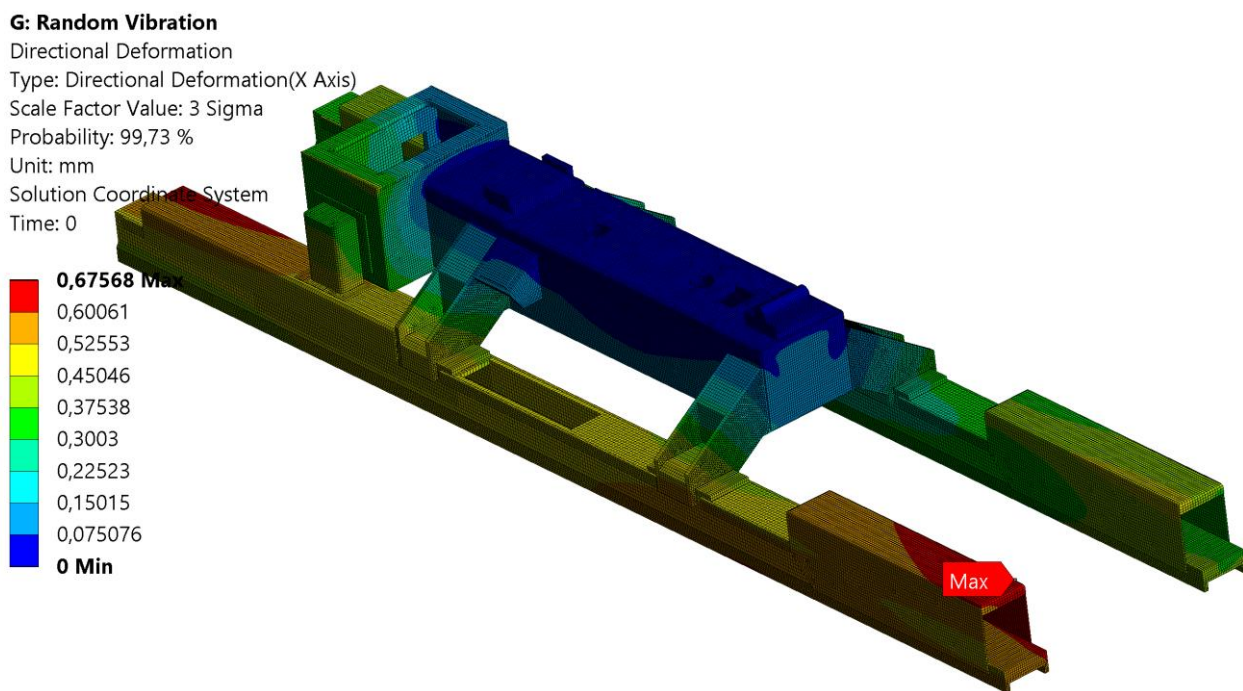


Рисунок 17 – Деформация КСС УАПУ по оси OX

**G: Random Vibration**

Equivalent Stress

Type: Equivalent Stress - Top/Bottom

Scale Factor Value: 3 Sigma

Probability: 99,73 %

Unit: MPa

Time: 0

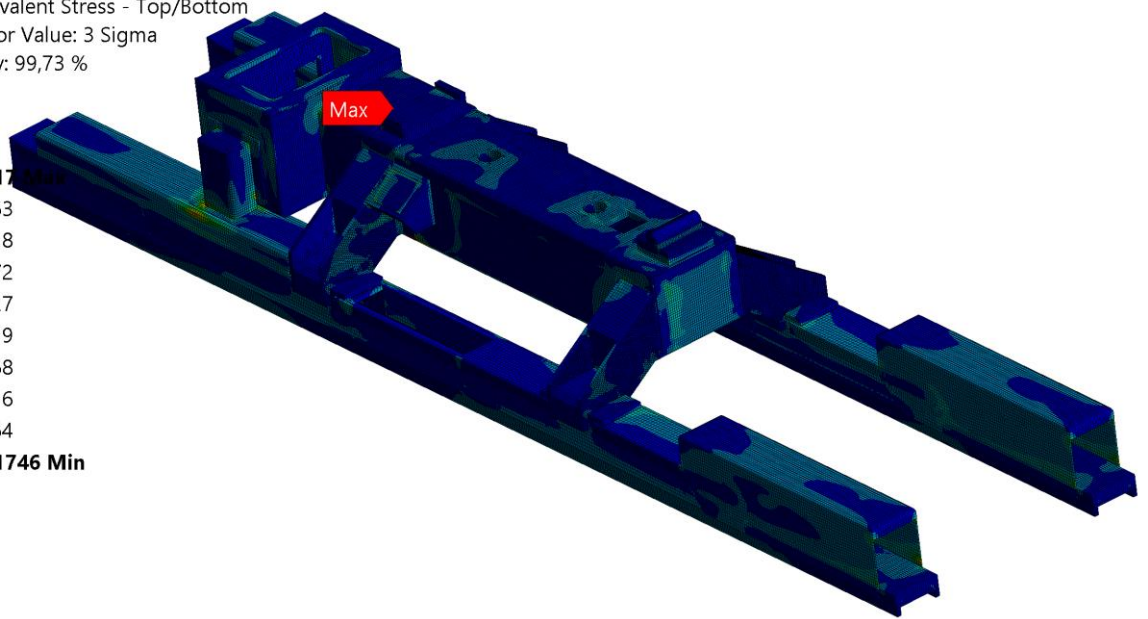
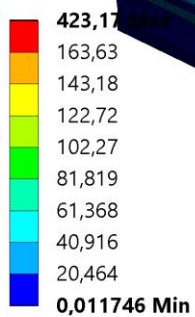


Рисунок 18 – Напряжения КСС УАПУ по оси OX

**F: Random Vibration 2**

Directional Deformation

Type: Directional Deformation(Y Axis)

Scale Factor Value: 3 Sigma

Probability: 99,73 %

Unit: mm

Solution Coordinate System

Time: 0

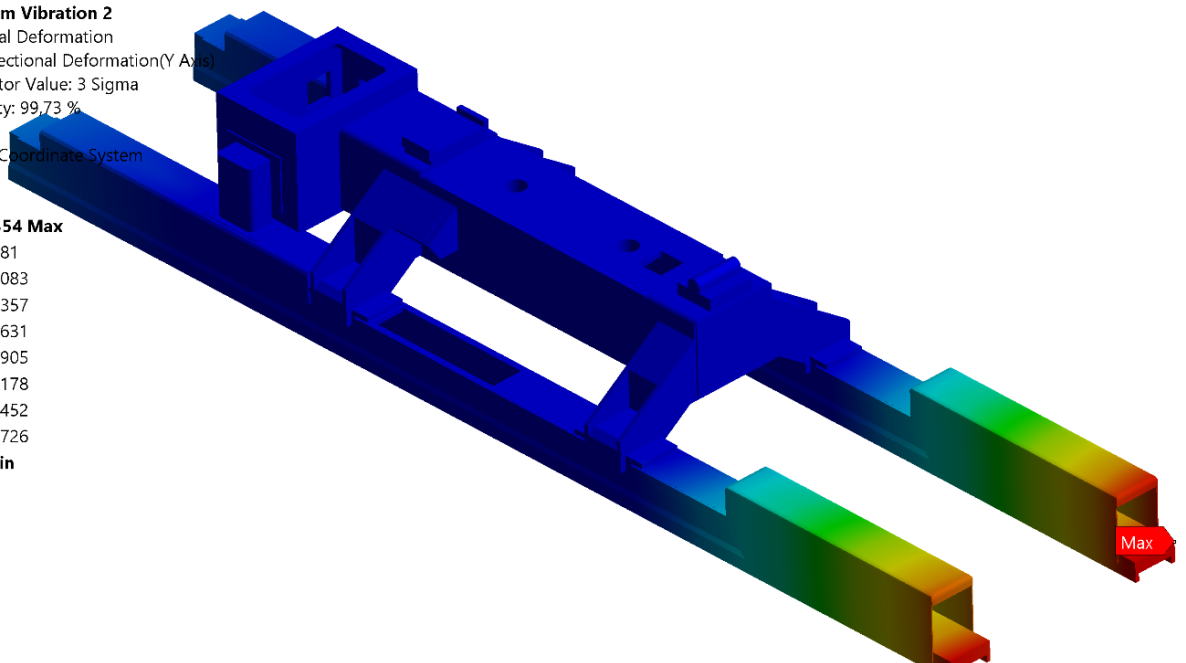
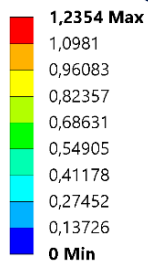


Рисунок 19 – Деформация КСС УАПУ по оси OY

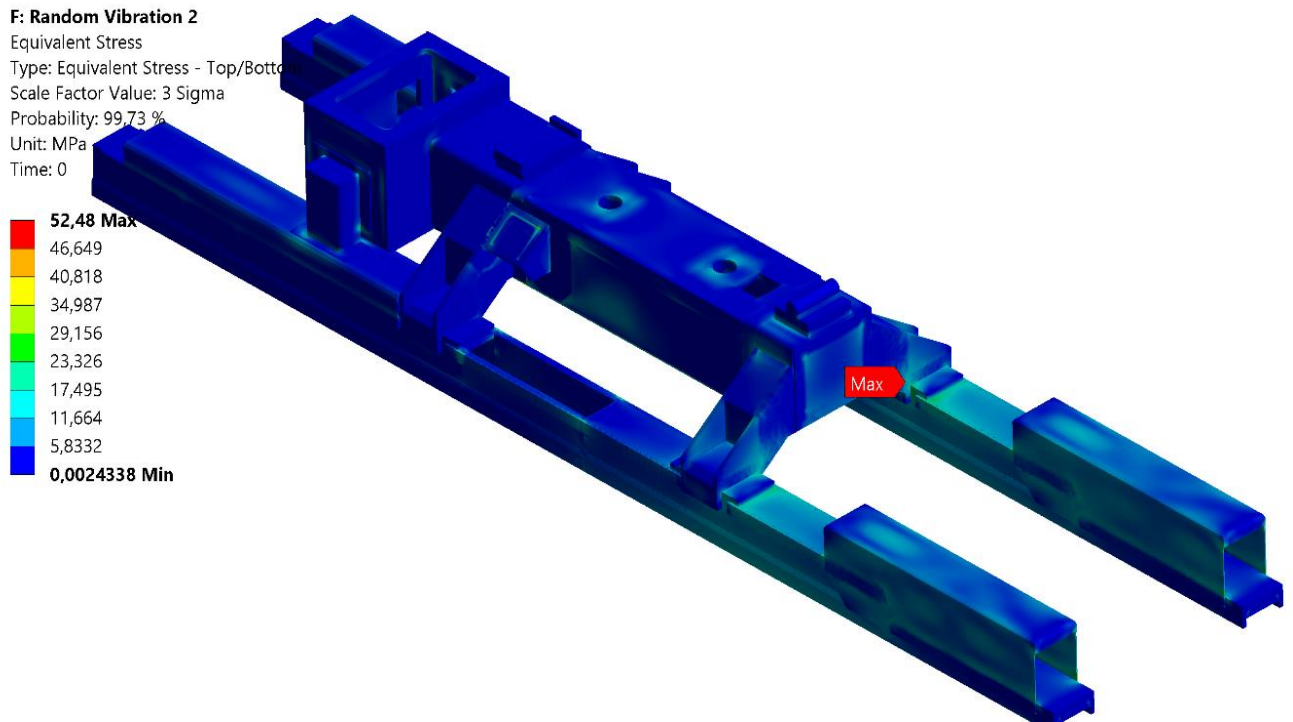


Рисунок 20 – Напряжения КСС УАПУ по оси OY

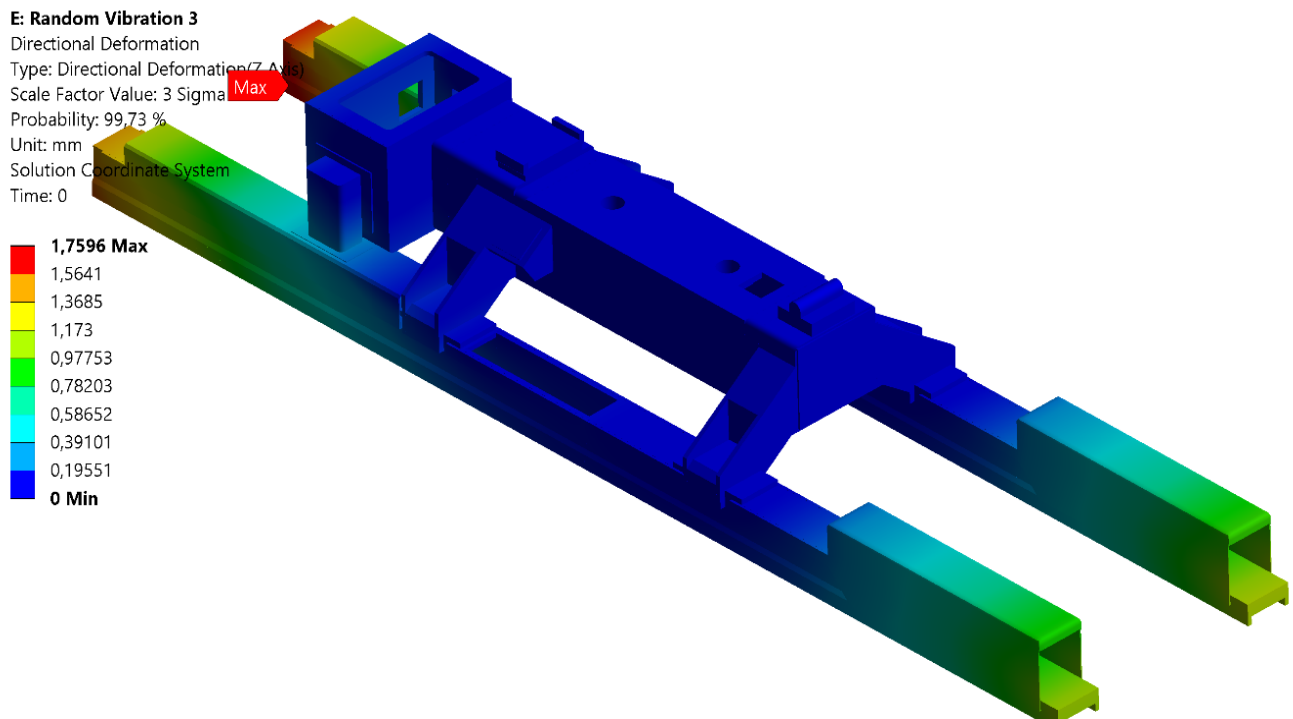


Рисунок 21 – Деформация КСС УАПУ по оси OZ

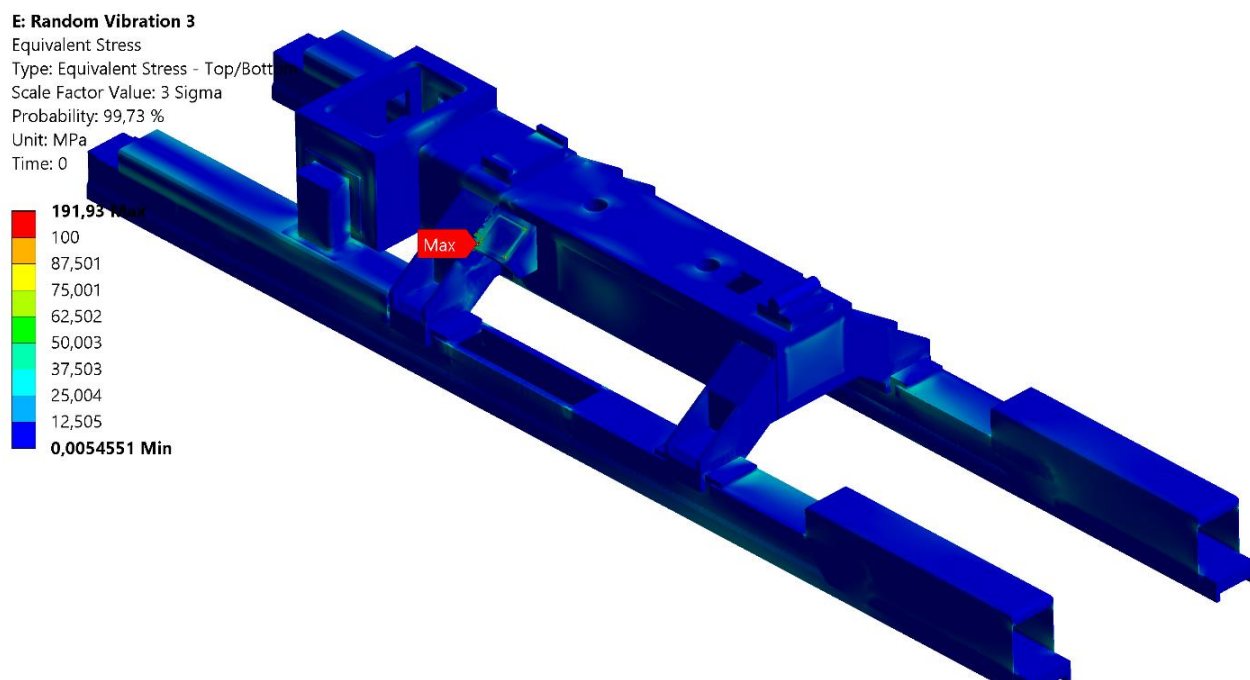


Рисунок 22 – Напряжения КСС УАПУ по оси OZ

По результатам расчётов определено, что наибольшие напряжения КСС УАПУ испытывает при широкополосной случайной вибрации, действующей вдоль оси OX. Максимальное напряжение составляет 423,17 МПа, а наибольшие напряжения располагаются в места соединения коробов с кожухами направляющих.

Максимальные деформации в конструкции возникают при воздействии широкополосной случайной вибрации вдоль оси OZ и составляет 1,75 мм. Максимум перемещений расположен на законцовке направляющей КСС УАПУ.

### 2.3.3 Гармонический отклик конструктивно-силовой схемы УАПУ

Исследования на гармонический отклик конструкции проведены для двух расчётных случаев, характеризующих критические частоты носителей, на которых необходимо обеспечить отсутствие резонансов конструкции УАПУ.

Результаты исследования на гармонический отклик по каждой оси отражены в виде полей деформаций и напряжений на рисунках 23-28. Перемещения и деформации в расчётных случаях частотах 40 Гц и 31,2 Гц.

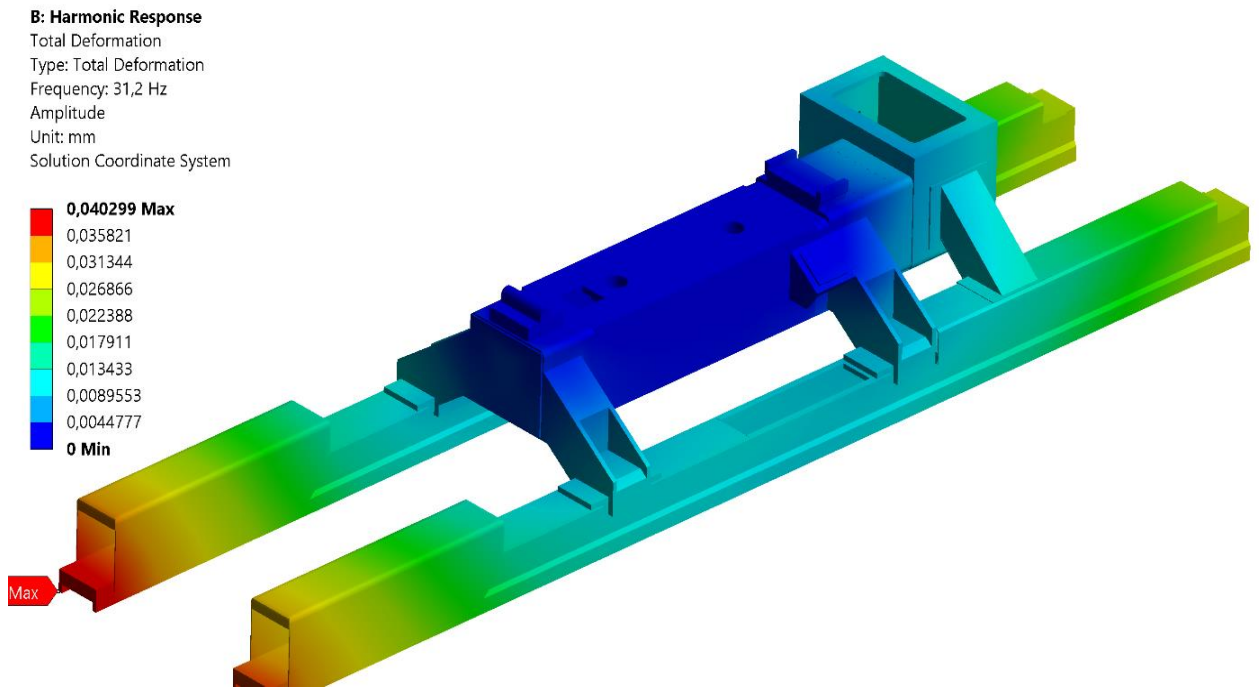


Рисунок 23 – Деформации при гармоническом воздействии на КСС УАПУ по оси OX

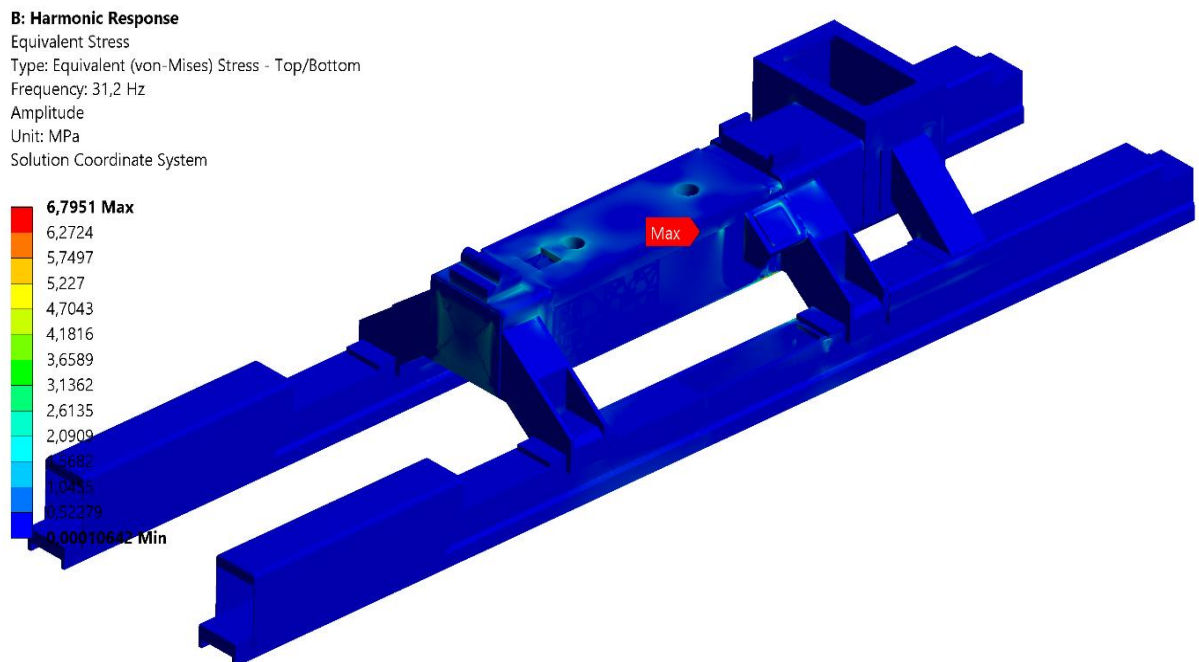


Рисунок 24 – Напряжения при гармоническом воздействии на КСС УАПУ по оси OX

**G: Harmonic Response**

Total Deformation 2

Type: Total Deformation

Frequency: 31,2 Hz

Amplitude

Unit: mm

Solution Coordinate System

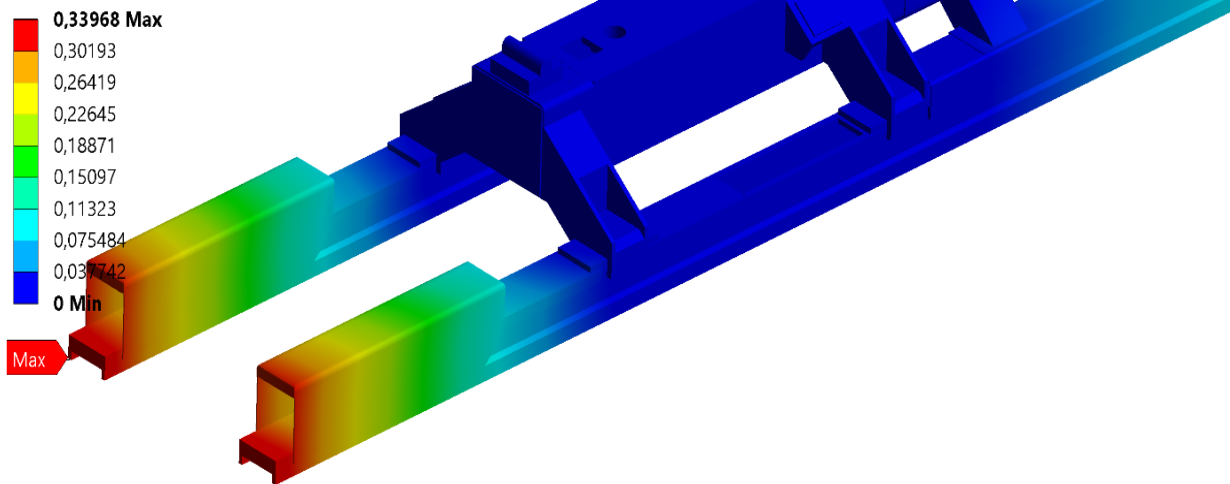


Рисунок 25 – Деформации при гармоническом воздействии на КСС УАПУ по оси OY

**G: Harmonic Response**

Equivalent Stress 2

Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom

Frequency: 31,2 Hz

Amplitude

Unit: MPa

Solution Coordinate System

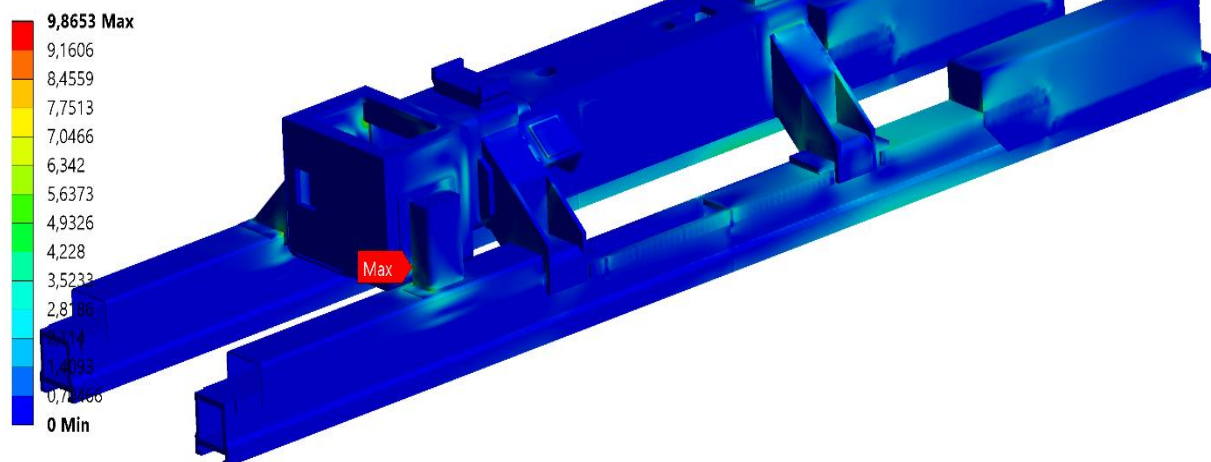


Рисунок 26 – Напряжения при гармоническом воздействии на КСС УАПУ по оси OY

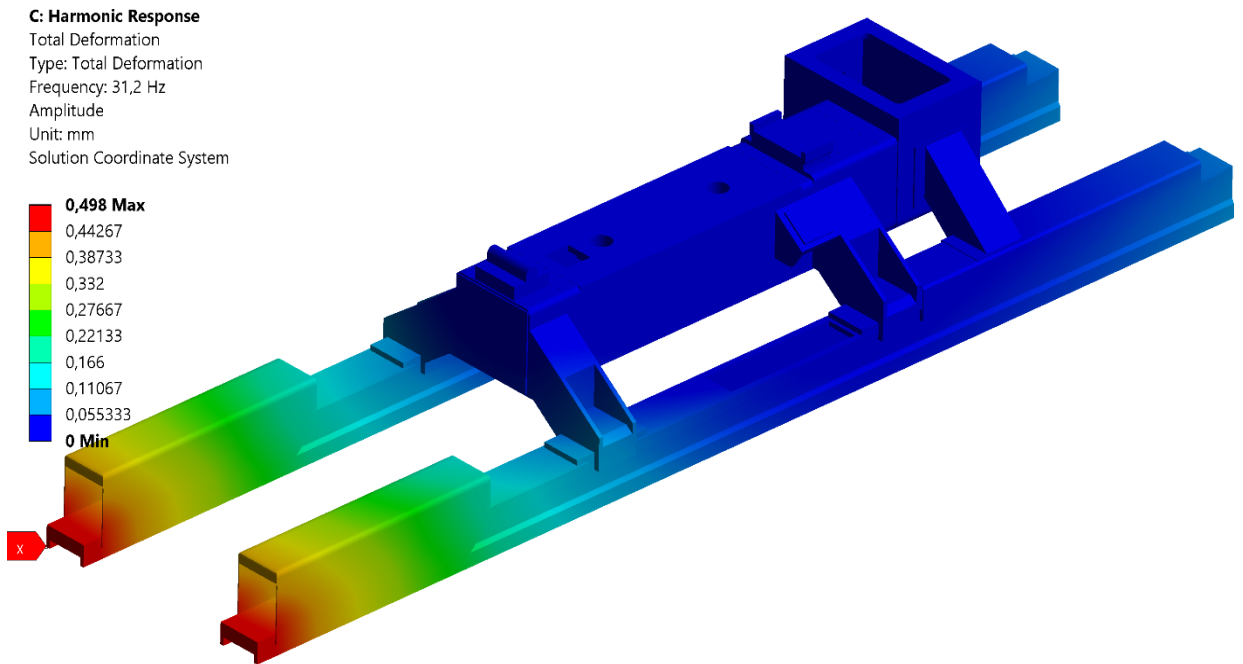


Рисунок 27 – Деформации при гармоническом воздействии на КСС УАПУ по оси OZ

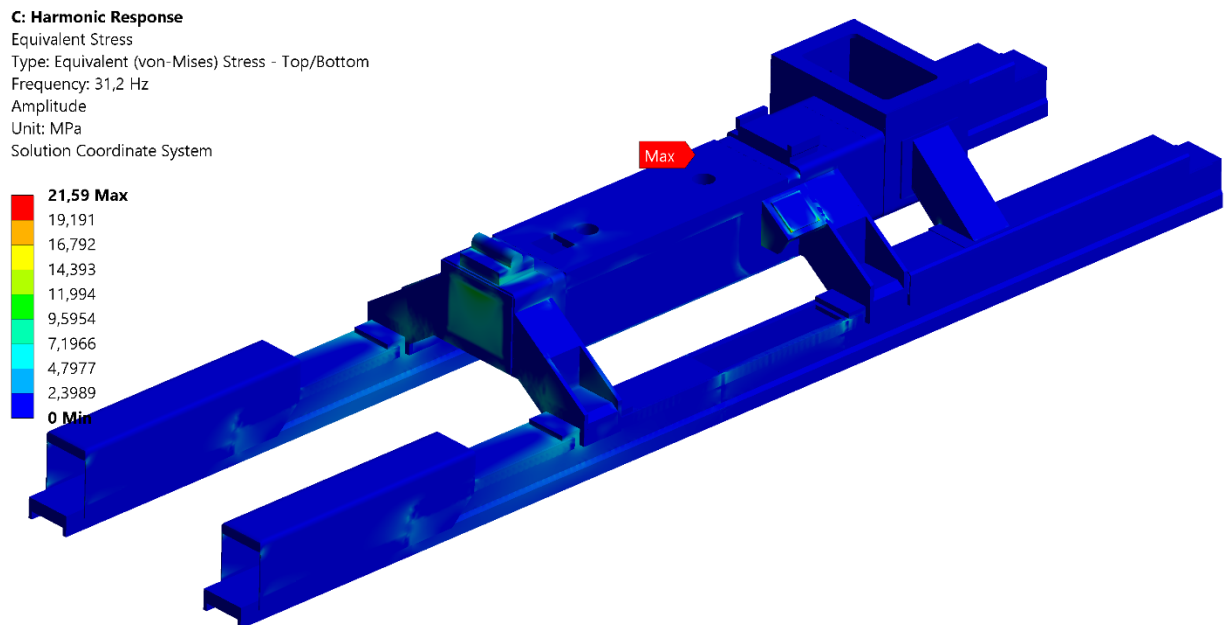


Рисунок 28 – Напряжения при гармоническом воздействии на КСС УАПУ по оси OZ

По результатам анализа на отклик конструкции при гармоническом воздействии на КСС УАПУ определено, что максимальные напряжения в

конструкции составляют 21,59 МПа, а максимальные деформации составляют 0,498 мм.

### 2.3.4 Механический удар однократного действия

Для оценки прочности УАПУ проведены расчётные исследования по устойчивости КСС УАПУ к механическому удару однократного действия. Общее время моделируемого процесса составило 0,1 с, и охватывает интервал времени равный трём периодам после окончания ударного воздействия.

Результаты моделирования представлены на рисунках 29-32 в виде полей напряжений и деформаций.

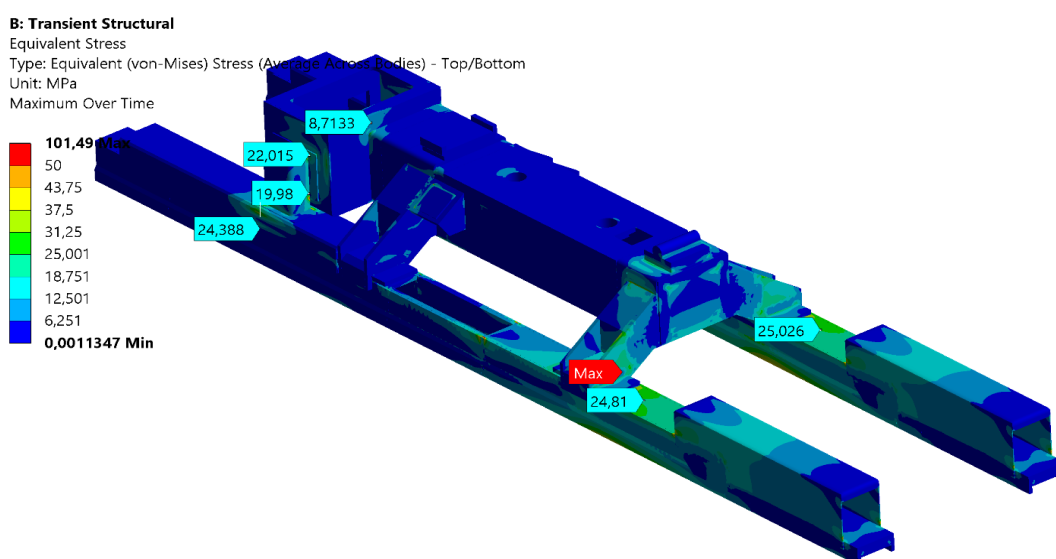


Рисунок 29 – Напряжения в КСС УАПУ при воздействии удара по оси OY

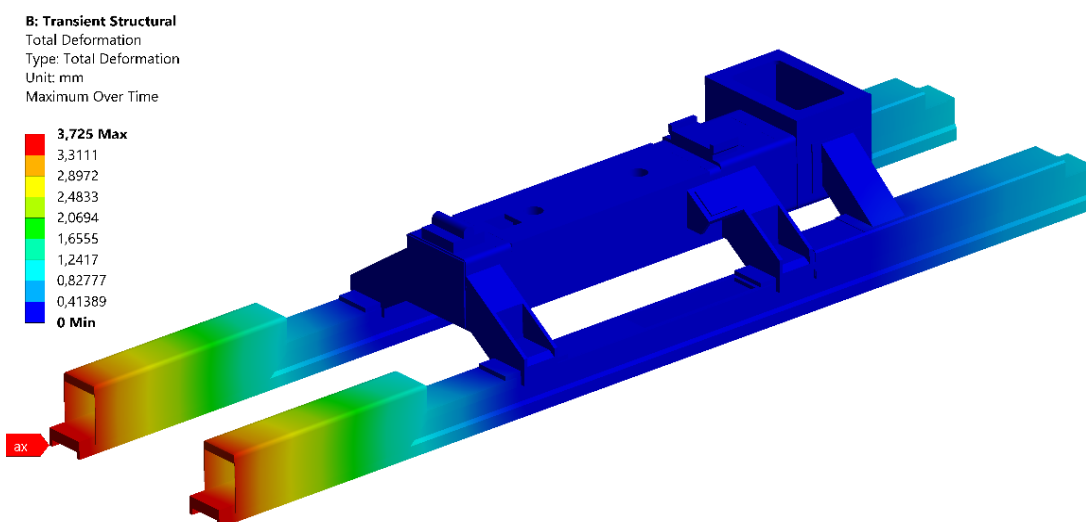


Рисунок 30 – Деформации в КСС УАПУ при воздействии удара по оси OY

**C: Copy of Transient Structural**

Total Deformation  
Type: Total Deformation  
Unit: mm  
Maximum Over Time

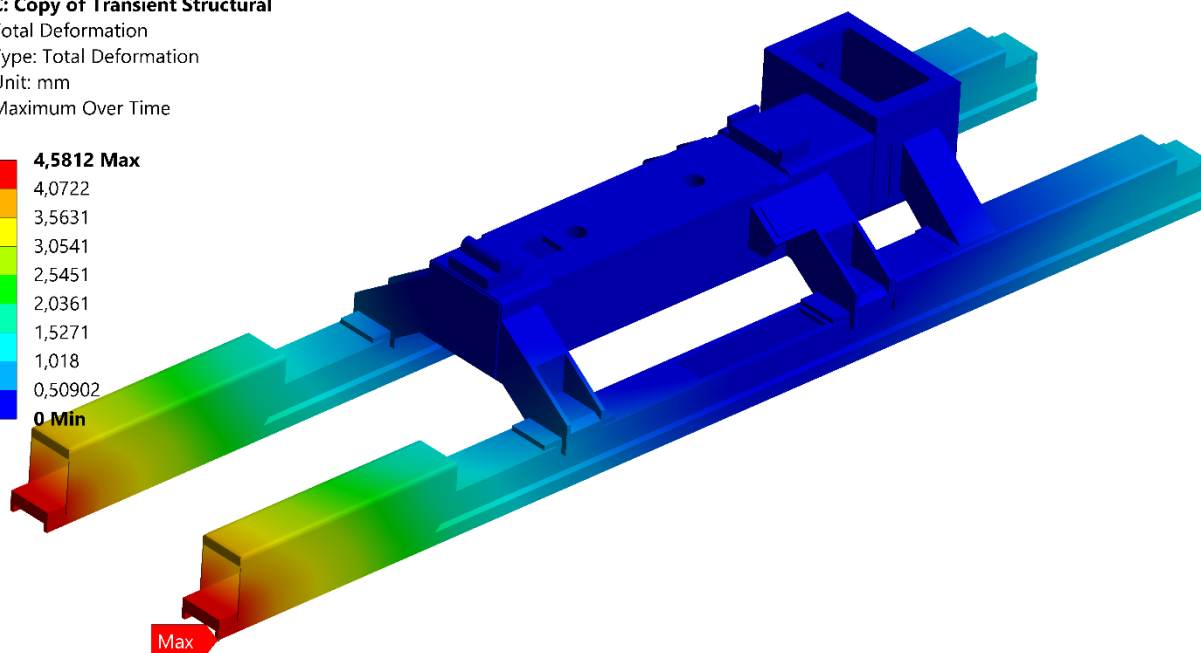
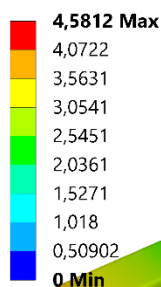


Рисунок 31 – Деформации в КСС УАПУ при воздействии удара по оси OZ

**C: Copy of Transient Structural**

Equivalent Stress  
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom  
Unit: MPa  
Maximum Over Time

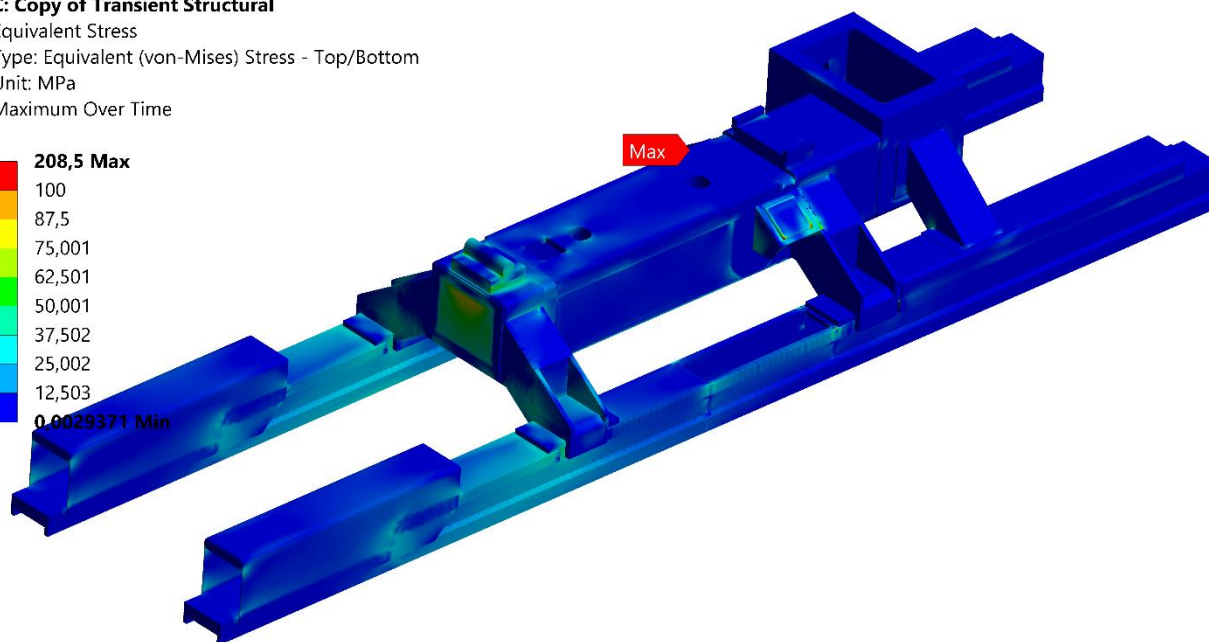
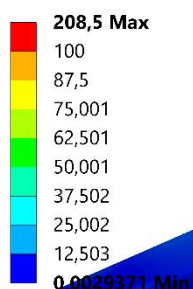


Рисунок 32 – Напряжения в КСС УАПУ при воздействии удара по оси OZ

По результатам моделирования ударного воздействия на КСС УАПУ выявлено, что наибольшие напряжения величиной 208,5 МПа конструкция испытывает при ударе, направленном по оси OZ.

Максимальных деформаций (4,58 мм) конструкция достигает при воздействии удара по оси OZ.

### **Выводы по разделу 3.3**

В результате выполненных расчётных исследований конструктивно-силовой схему УАПУ:

1. Определена первая изгибная форма колебаний КСС УАПУ, которая составляет 54,57 Гц;
2. Обеспечен необходимый критерий для возможности применения УАПУ с носителем – отсутствуют резонансы области низких частот до 40 Гц;
3. Проведены расчётные исследования на широкополосную случайную вибрацию в совместном полёте УАПУ с носителями;
4. Подтверждена прочность конструктивно-силовой схемы УАПУ при воздействии широкополосной случайной вибрации, возникающей в совместном полёте с носителями;
5. Проведены исследования на гармонический отклик конструкции проведены для двух расчётных случаев, характеризующих критические частоты носителей в совместном полёте, на которых необходимо обеспечить отсутствие резонансов конструкции УАПУ;
6. Подтверждена прочность конструктивно-силовой схемы УАПУ при воздействии синусоидальной вибрации, возникающей в совместном полёте с носителями;
7. Проведены расчётные изделия по устойчивости КСС УАПУ к механическому удару однократного действия;
8. Подтверждена прочность конструктивно-силовой схемы УАПУ при воздействии механического удара однократного действия;
9. Полученные результаты позволили подтвердить динамическую прочность УАПУ и тем самым оперативно допустить конструкцию в производство.

## 2.4 Расчёт теплового режима УАПУ при сходе изделия

Изделие при сходе с УАПУ оказывает воздействие на носовой обтекатель смежного изделия и УАПУ посредством реактивной струи. Основным механизмом воздействия реактивной струи на тела за изделием представлен воздействием высокоэнергетического потока, сконцентрированного в области за сходящим изделием и характеризующегося наличием «ядра потока» – области, в которой наблюдается резкое повышение скорости течения и температуры потока, а также смены химического и фазового состава среды, что может приводить к локальному разрушению тел;

На рисунках 33 и 34 представлены распределения температур потока по сечениям расчётной области, позволяющие оценить степень влияния реактивной струи на УАПУ.

Расчёты изменения теплового состояния изделия и УАПУ проведены в программном комплексе Ansys Fluent в нестационарной постановке с применением химерных конечно-элементных моделей. Подобные модели характеризуются наличием основной расчётной области и нескольких подобластей, движущихся по законам внутри неё.

ПУ при сходе изделия находится в пределах досягаемости высокотемпературного потока от изделия. Смежное изделие, удалённое на расстояние в 150 мм от ядра потока, испытывает меньший по сравнению с УАПУ уровень воздействия от реактивной струи.

Температуры потока у поверхности обтекателя в течение короткого времени возрастают до плюс 240 °С с временем воздействия температур выше плюс 200 порядка 0,06 с. Подобное повышение температур вместе с невысокими скоростями движения потока вне ядра не будет приводить возникновению больших температурных напряжений в материале обтекателя либо его оплавлению.

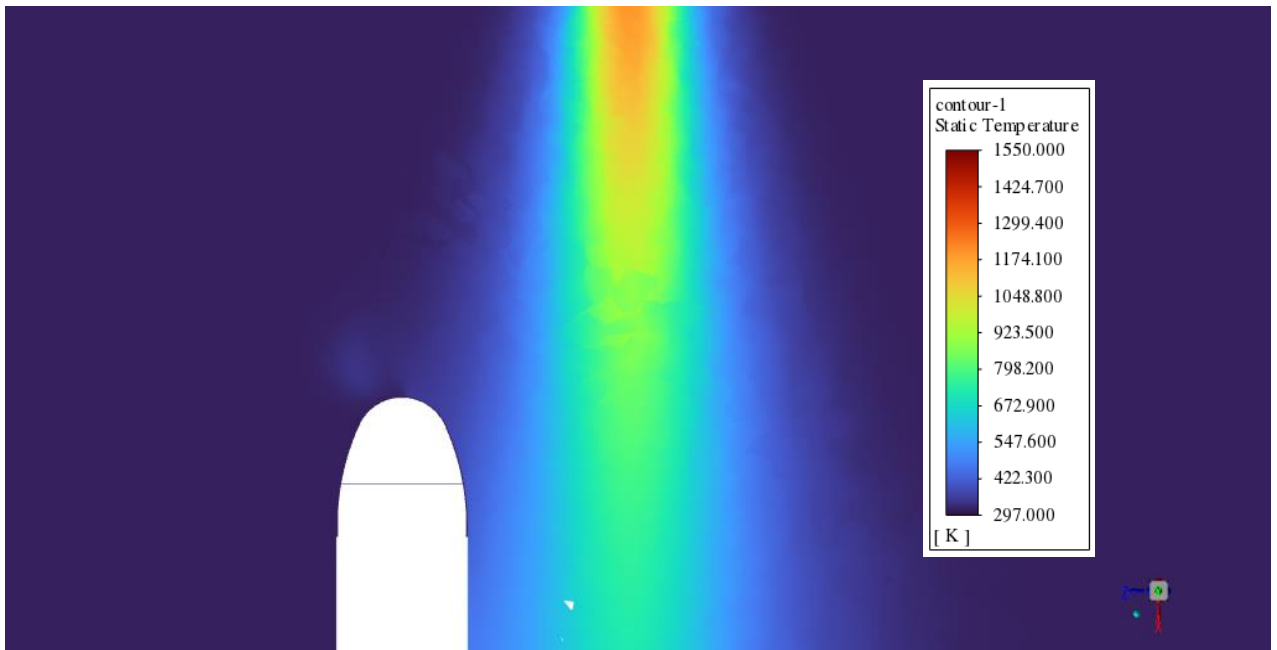


Рисунок 33 – Распределение температур в потоке относительно соседнего изделия при старте с направляющей

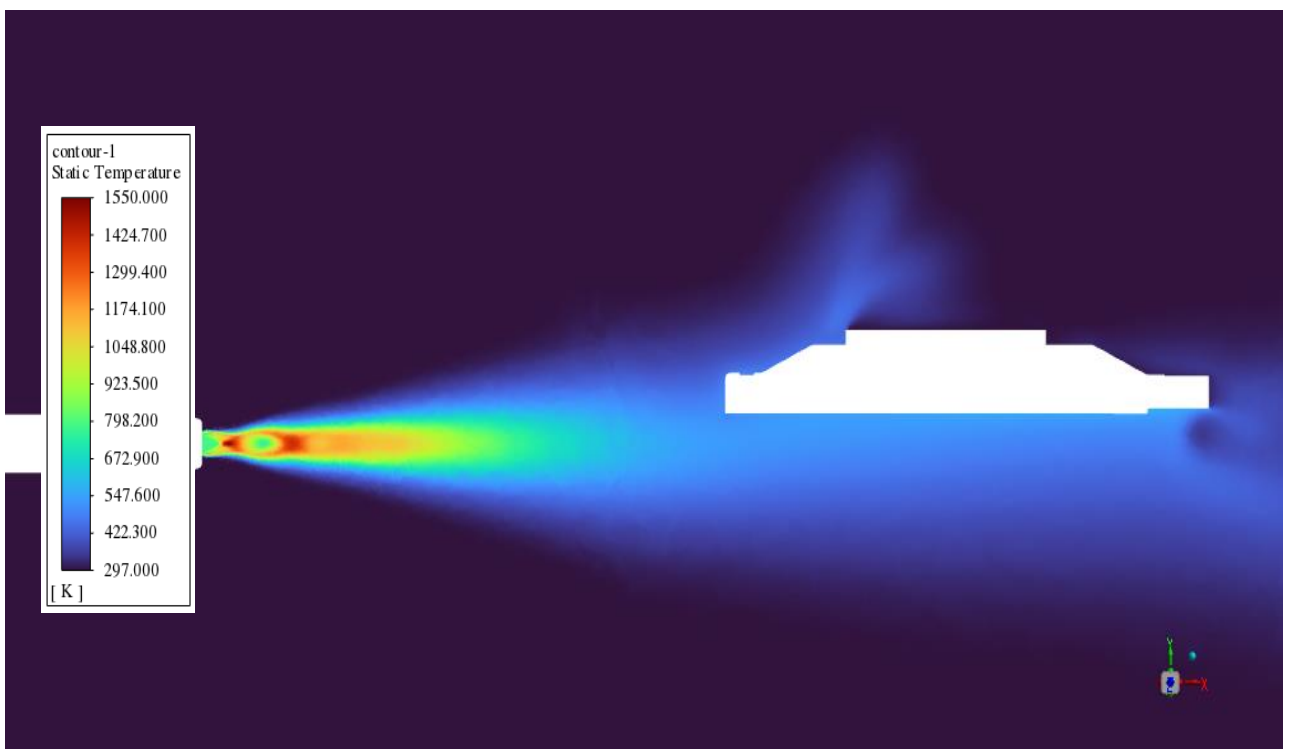


Рисунок 34 – Распределение температур в потоке относительно УАПУ при старте изделия с направляющей

Для УАПУ, нижняя часть которого находится в ядре потока, тепловой режим пуска изделия является более опасным. Температуры потока поднимаются до плюс 800 °С, что вместе с большими давлениями,

представленными на рисунке 35, и скоростями потоков может приводить к локальному разрушению или оплавлению УАПУ.

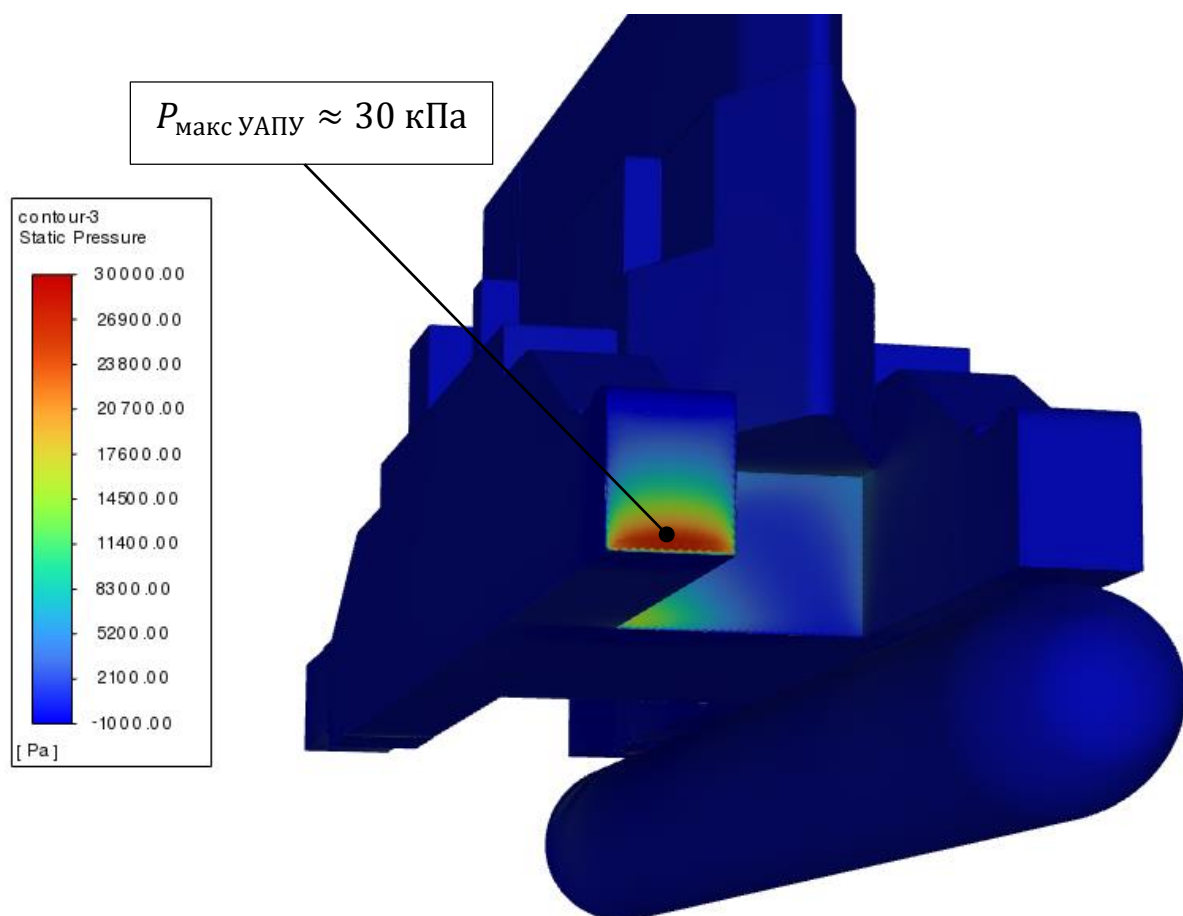


Рисунок 35 – Максимальное давление реактивной струи на передней стенке направляющей УАПУ

Внешние воздействия на обтекатель от реактивной струи не приводят к потере прочности обтекателя – температуры потока и избыточное давление не превышают плюс 250 °С и 0,023 атм. соответственно, в то время как для УАПУ возможно оплавление – температуры потока возрастают до плюс 800 °С, избыточное давление при этом находится на уровне 0.3 атм.

Для исключения оплавления рекомендуется использование сменных стальных накладок на переднюю часть УАПУ, позволяющих распределить в устройстве тепловые нагрузки, возникающие после пуска изделия.

## 2.5 Расчёт надёжности УАПУ

В соответствии с основными методами обеспечения надёжности авиационной техники простейшая модель оценки надёжности может быть представлена как статическая (без учёта фактора времени), когда ключевое решение за законом распределения нагрузки  $Q_i$ , прочности и несущей способности материала  $R_i$ . На рисунке 36 представлена схема модели оценки надёжности, где  $\varphi$  – плотность распределения;  $K$  – коэффициент запаса,  $\sigma$  – среднеквадратичное отклонение;  $m$  – математическое ожидание.

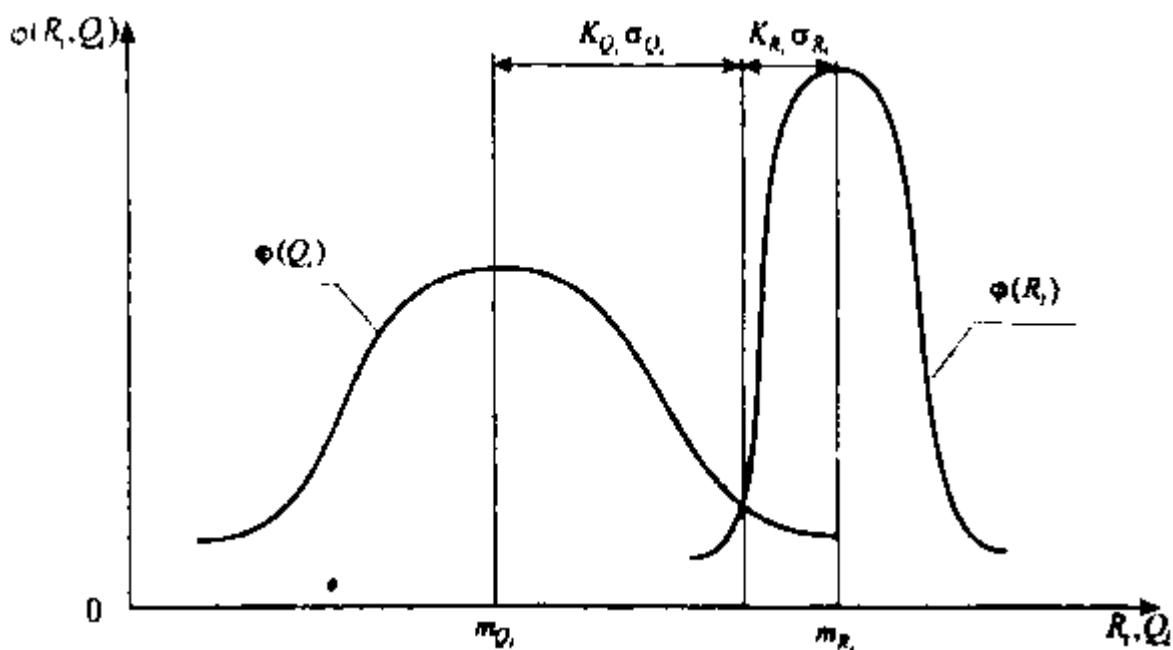


Рисунок 36 – Схема модели оценки надёжности

Вероятность неразрушения элементов металлоконструкций определена по критерию неразрушаемости, исходя из несущей способности материалов  $R_i$ , из которых изготовлены элементы, и действующей эксплуатационной нагрузки  $Q_i$ . Критерий неразрушаемости элементов конструкции характеризуется состоянием, при котором действующие нагрузки не превышают предельных значений прочности материала. Неразрушаемость элемента определена из условия

$$R_i - Q_i = U_i > 0.$$

Значение вероятности неразрушения  $i$ -го элемента или вероятность его безотказной работы определена как

$$P_i = \text{Вер}\{U_i > 0\} = \Phi_i(z),$$

где  $\Phi_i(z)$  – функция работоспособности  $i$ -го элемента.

Распределение величин  $R_i$  и  $Q_i$  подчиняется нормальному закону распределения, математическое ожидание этих величин  $m_{R_i}$  и  $m_{Q_i}$ , дисперсия  $\sigma_{R_i}^2$  и  $\sigma_{Q_i}^2$ . Разность  $(R_i - Q_i)$  также распределена в соответствии с нормальным законом. С учётом вышесказанного, вероятность безотказной работы элемента определена по формуле

$$P_i = 1 - \frac{m_{R_i} - m_{Q_i}}{\sqrt{\sigma_{R_i}^2 + \sigma_{Q_i}^2}}.$$

Расчётные значения прочности  $R_i$  и нагрузки  $Q_i$  равны их математическим ожиданиям. Коэффициенты запаса прочности по материалу  $K_M$  и по нагрузке  $K_H$  определены по формулам:

$$\begin{cases} K_M = 1 - k_{R_i} \cdot W_{R_i}; \\ K_H = 1 + k_{Q_i} \cdot W_{Q_i}, \end{cases}$$

где  $W_{R_i} = \frac{\sigma_{R_i}}{m_{R_i}}$  и  $W_{Q_i} = \frac{\sigma_{Q_i}}{m_{Q_i}}$  – коэффициенты вариации;  $k_{R_i}$ ,  $k_{Q_i}$  – числовые коэффициенты требуемого уровня надёжности по несущей способности материала  $R_i$  и действующей нагрузке  $Q_i$ .

Расчётное значение прочностных характеристик имеет коэффициент запаса  $K_M$ , определяемый расчётом элемента на прочность. Значение аргумента  $Z$  определено по формуле

$$Z = \frac{K_M - 1}{\sqrt{K_M^2 \cdot W_{R_i}^2 + W_{Q_i}^2}}.$$

С учётом вышесказанного, вероятность безотказной работы конструкции УАПУ определена по формуле интегральной функции нормального распределения:

$$P = F(Z) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^Z e^{-\frac{(Z-M_Z)^2}{2\sigma^2}} dZ.$$

В результате проведённых расчётов показателей надёжности вероятность безотказной работы составила не менее  $P_{УАПУ} = 0,995$ .

Получены результаты расчёта показателей надёжности, а именно вероятности безотказной работы изделия УАПУ. Вероятность безотказной работы УАПУ составила  $P_{УАПУ} = 0,995$ . Надёжность конструкции изделия УАПУ обеспечивается.

### 3 Выполнение предварительных испытаний и оценка достоверности расчётных исследований статической и динамической прочности УАПУ

Проведены испытания статической прочности УАПУ при воздействии расчётных нагрузок совместного полёта УАПУ с носителем. Полученное по результатам анализа эксперимента перемещение равно 6,01 мм (канал 3Z). Максимальные перемещения, полученные в расчётном эксперименте, равны 6,13 мм (рисунок 37). Таким образом, относительное отклонение полученных численным расчётом перемещений от экспериментальных не превышает 2%.

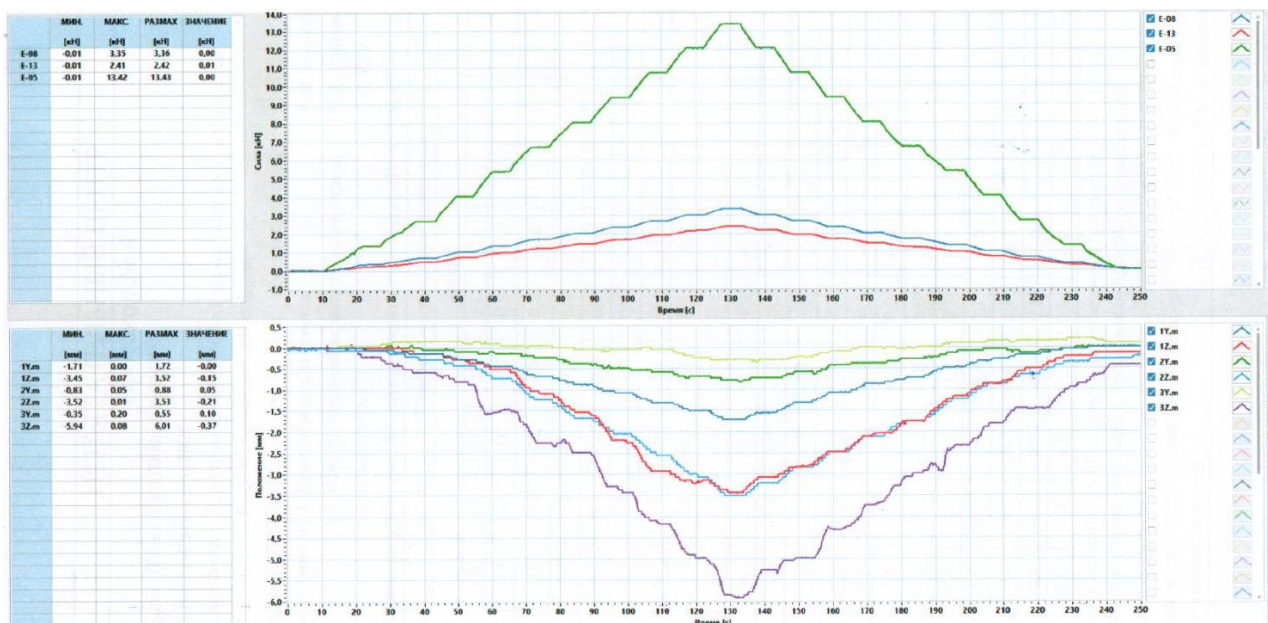


Рисунок 37 – График нагружения УАПУ и перемещения в контрольных

Полученные результаты вычислительного эксперимента позволили достоверно определить напряжённо-деформированное состояние УАПУ, сформировать предварительное заключение по её статической прочности и провести успешные приёмочные испытания опытного образца с

минимальными затратами времени и ресурсов для проведения экспериментов – по результатам расчётов изготовлен опытный образец УАПУ, с первого раза успешно прошедший испытания.

В части подтверждения динамической прочности УАПУ:

– получены амплитудно-частотные характеристики устройства в различных вариантах загрузки при закреплении, имитирующем подвеску под КАВ;

– подтверждено отсутствие резонанса на частотах, критически важных для обеспечения увязки УАПУ с КАВ;

– подтверждено отсутствие резонансов испытательной оснастки в исследуемом диапазоне частот воздействия носителя;

– результаты модального анализа расчётной модели качественно согласуются с экспериментальными данными и подтверждают безопасность изделия в требуемом спектре частот воздействия носителя.

#### **4 Выполнение эксплуатационных испытаний и оценка достоверности расчётных исследований теплового режима УАПУ**

Для валидации проведённых расчётов теплового режима УАПУ при сходе с направляющей и воздействия реактивной струи двигателя ЛА на элементы УАПУ и на носовой обтекатель смежного ЛА, а также для оценки воздействия неучтённых в расчёте факторов, в том числе воздействия конденсированной фазы продуктов сгорания топлива ЛА, проведена экспериментальная работа.

На рисунке 38 представлены результаты экспериментальной работы ЛА с стендом, имитирующим УАПУ. В рамках работы было выполнено следующее:

– разработан и изготовлен экспериментальный стенд, имитирующий УАПУ и расположение смежного изделия (см. рисунок 39);

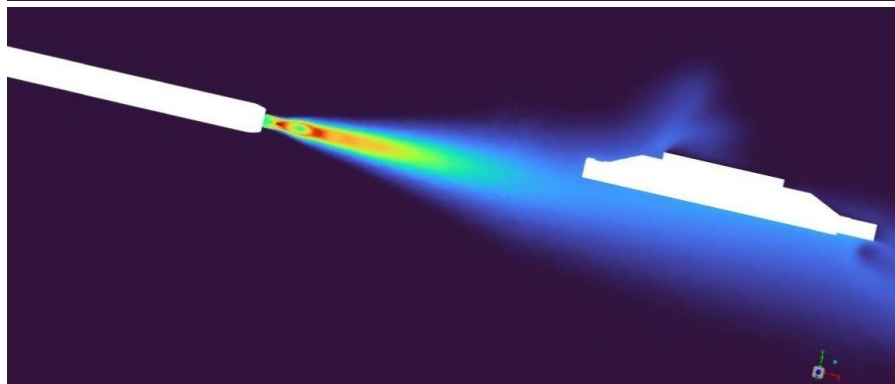
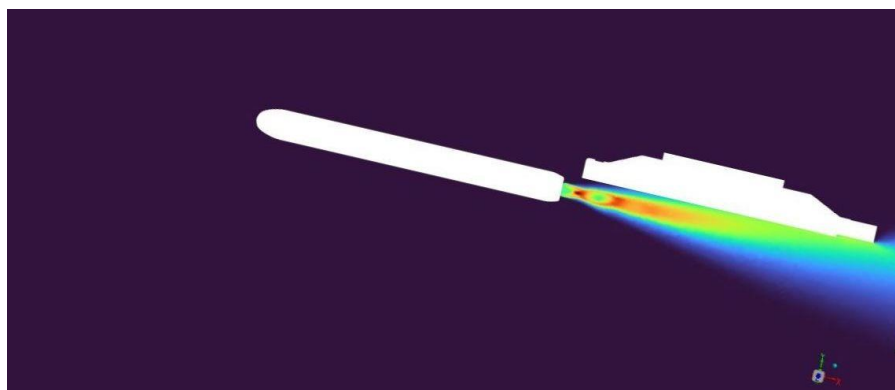
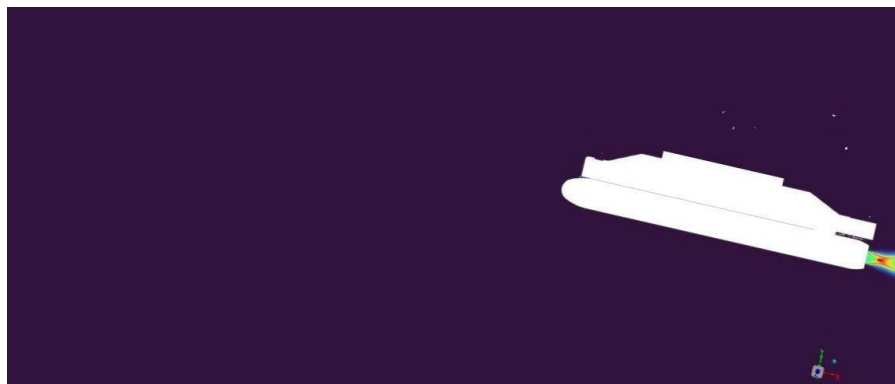
– проведён экспериментальный пуск ЛА с экспериментального стенда;

– проведена оценка состояния материальной части УАПУ и носового обтекателя.

Проведённая разработчиком носового обтекателя экспертиза состояния носового обтекателя после воздействия реактивной струи показала, что его оптическая прозрачность не нарушена, механических повреждений не было выявлено, следов воздействия конденсированной фазы продуктов сгорания твёрдого топлива также не выявлено.

Таким образом исследование состояние носового обтекателя полностью подтвердило результаты проведённых расчётов уровня воздействия реактивной струи на носовой обтекатель.

## Расчёт



## Эксперимент



Рисунок 38 – Картины течения в расчётном и натурном экспериментах



Рисунок 39 – Общий вид экспериментального стенда

Исследование состояния элементов УАПУ после эксперимента также подтвердило спрогнозированные в расчётах локальное разрушение и оплавление торца УАПУ. На рисунке 40 представлено состояние передней части УАПУ после воздействия на неё реактивной струи ЛА. Имеются чётко выраженные границы обугливания лакокрасочного покрытия (оранжевый цвет) и следы воздействия конденсированной фазы продуктов сгорания топлива (белый цвет). В нижней части также зафиксированы оплавление и разрушение материала.

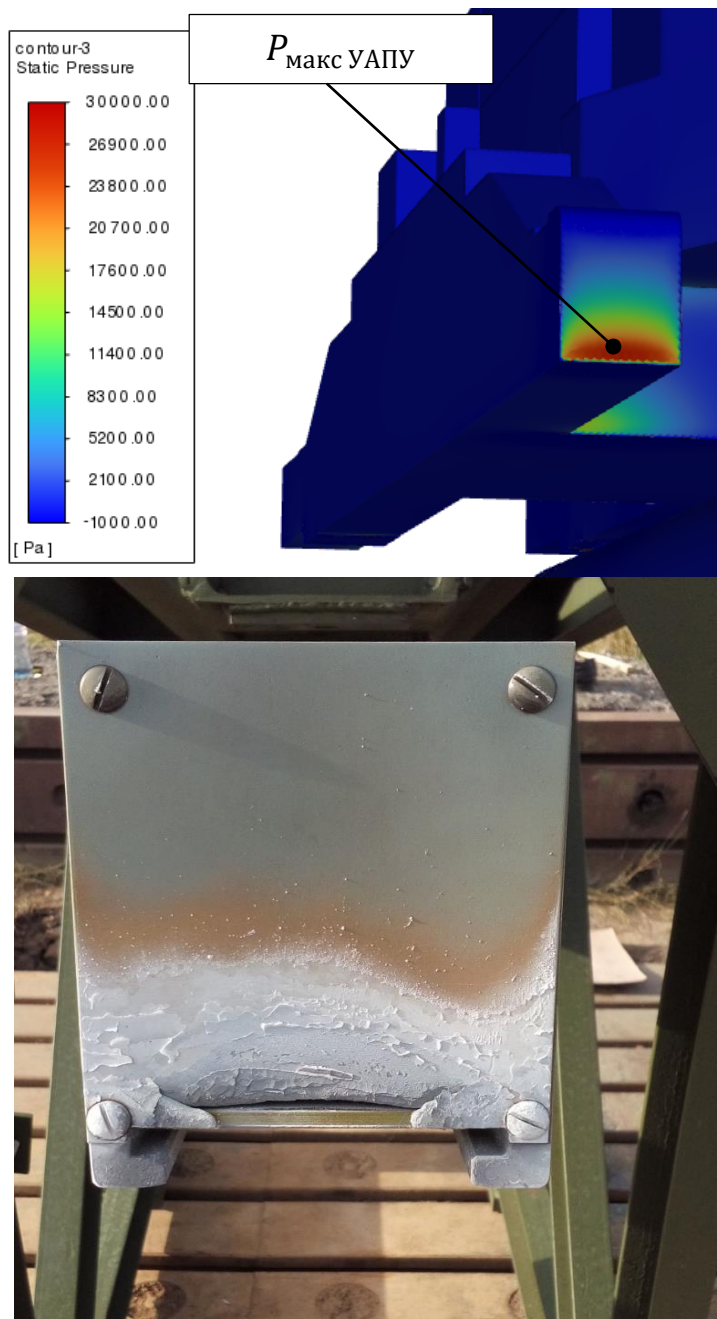


Рисунок 40 – Состояние передней части УАПУ после пуска ЛА. Сравнение с результатами вычислительного эксперимента

Дополнительно при проведении испытания были выявлены негативные следы воздействия реактивной струи двигателя ЛА на УАПУ, которые было трудоёмко выявить расчётным методом, а именно воздействие конденсированной фазы на элементы УАПУ. На рисунке 41 изображены загрязнение элементов замкового устройства УАПУ, направляющей балки УАПУ и оплавление отрывного разъёма.



Рисунок 41 – Воздействие конденсированной фазы реактивной струи на элементы УАПУ

Для исключения указанных негативных факторов, по результатам экспериментальной отработки внесены соответствующие изменения в конструкции ЛА и УАПУ, снижающие продолжительность или полностью исключают воздействие на элементы УАПУ реактивной струи ЛА, и улучшающие эксплуатационные и эргономические характеристики УАПУ в целом (см. пункт 2.3.2).

Проведённая экспериментальная работа показала, что расчёты, выполненные с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов для решения задач разработки УАПУ полностью совпадают с результатами эксплуатационных испытаний.

## ВЫВОДЫ

Авторским коллективом опытно-конструкторского бюро (ОКБ-80) АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» в 2024 году выполнена конструкторская разработка универсального пускового устройства (УАПУ) применимая для интеграции летательных аппаратов (ЛА) в комплекс авиационного вооружения (КАВ) летательных аппаратов и вертолётно-носителей различных типов с применением современных цифровых технологий проектирования и использования передовых высокопроизводительных вычислительных ресурсов.

Данный подход, предложенный и реализованный авторским коллективом, позволил оптимизировать количество, продолжительность, качество, состав и объём натурных и полунатурных испытаний разрабатываемого универсального изделия и более чем в  $2,5 \div 3$  раза снизить трудоёмкость и сроки выполнения конструкторских работ по созданию нового образца пускового устройства.

Авторским коллективом выполнены в полном объёме следующие работы:

1. Разработана и оформлена техническая и эксплуатационная документация, программное и методическое обеспечения проведения испытаний и исследований, научно-методическое обеспечение проведения лабораторных и цифровых испытаний, программы и методики испытаний (Глава 1);

2. Расчётно-исследовательские оценки и анализ жизненного цикла конструкции, расчёты на прочность и устойчивость конструкции в различные этапы эксплуатации на всём жизненном цикле, расчёты на статическую и динамическую прочность конструкции, расчёты аэродинамики при совместно применении под носителем, расчёты теплового режима конструкции, расчёт частотных характеристик конструкции и анализ отсутствия резонансов конструкции в эксплуатационном диапазоне. По результатам расчётов сформулированы предложения и рекомендации по обеспечению прочности,

качества и эффективности УАПУ. Вероятность безотказной работы УАПУ составила  $P_{\text{УАПУ}} = 0,995$ . Надёжность конструкции изделия УАПУ обеспечивается. (Глава 2).

3. Предварительные испытания по исследованию амплитудно-частотных и фаза-частотных характеристик, испытания по анализу статической и динамической прочности конструкции универсального пускового устройства, испытания по подтверждению прочности при транспортировании конструкции УАПУ. Выполненные испытания позволили подтвердить адекватность и достоверность расчётов с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов (Глава 3)

4. Эксплуатационные испытания и исследования выполнены для валидации проведённых расчётов теплового режима УАПУ при сходе с направляющей и воздействия реактивной струи двигателя ЛА на элементы конструкции. Выполнена оценки воздействия неучтённых в расчёте факторов, в том числе воздействия конденсированной фазы продуктов сгорания топлива ЛА (Глава 4).

За период в 6 календарных месяцев успешно проведены конструкторские работы от этапа эскизного проектирования до готовности опытного образца к проведению механических и электрических стыковок под носитель и переходу к лётным испытаниям. Оформлена вся необходимая нормативно-техническая документация, протоколы, акты и отчёты по результатам работ.

Весь объём работ выполнен под контролем отдела технического контроля и качества (ОТК) АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» и военного представительства Министерства обороны Российской Федерации.