



МГТУ имени Н.Э. Баумана



**Всероссийская студенческая
конференция "Студенческая
научная весна", посвященной 170-
летию В.Г. Шухова**

25 апреля 2023

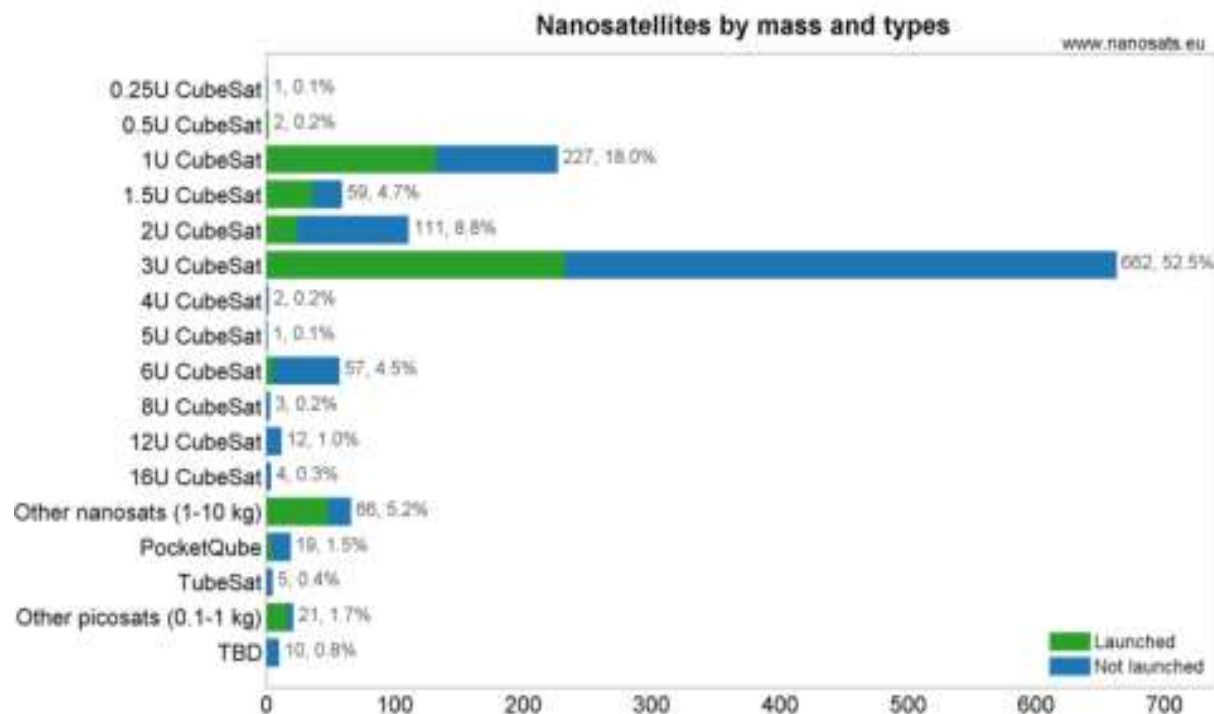
**Исследование процесса десантирования
ракеты-носителя сверхлегкого класса из
самолета-носителя**

Руководители: **Щеглов** Георгий Александрович, д.т.н., профессор каф. СМ-2,
Дергачев Сергей Александрович, к.т.н., преп. СМ-2
Автор(ы): **Томаев** Иван Ибрагимович, студент 5 курса, группы АК2-102

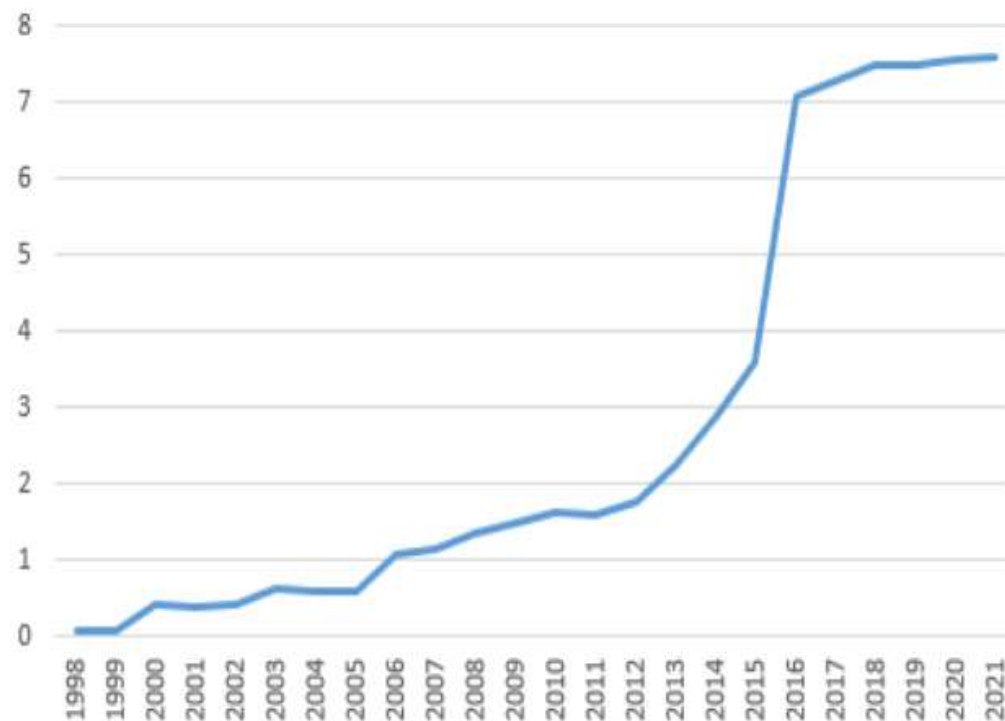
Москва, 2023

Актуальность МКА

около 84 % всех наноспутников
приходится на модели CubeSat 1U-3U



Распределение микроспутников, наноспутников и пикоспутников по модели.



Динамика количества наноспутников на одно предприятие, занимающееся их разработкой

ПРОБЛЕМА НЕСОРАЗМЕРНОСТИ СУЩЕСТВУЮЩИХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК

ГСО ПН 2..5 т



РБ 23т

НОО ПН 2..5 т



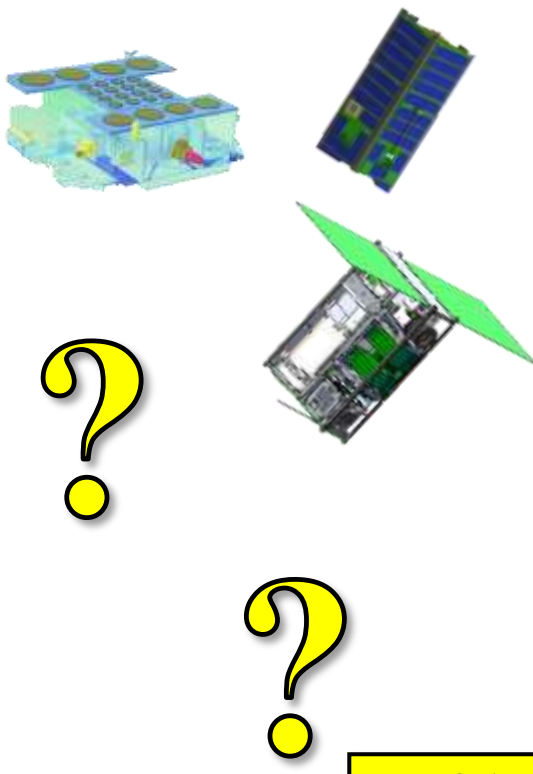
РБ 6,3т

НОО ПН 500...1000 кг



РБ 1,5т

НОО ПН 1...100 кг



РБ 0,1т

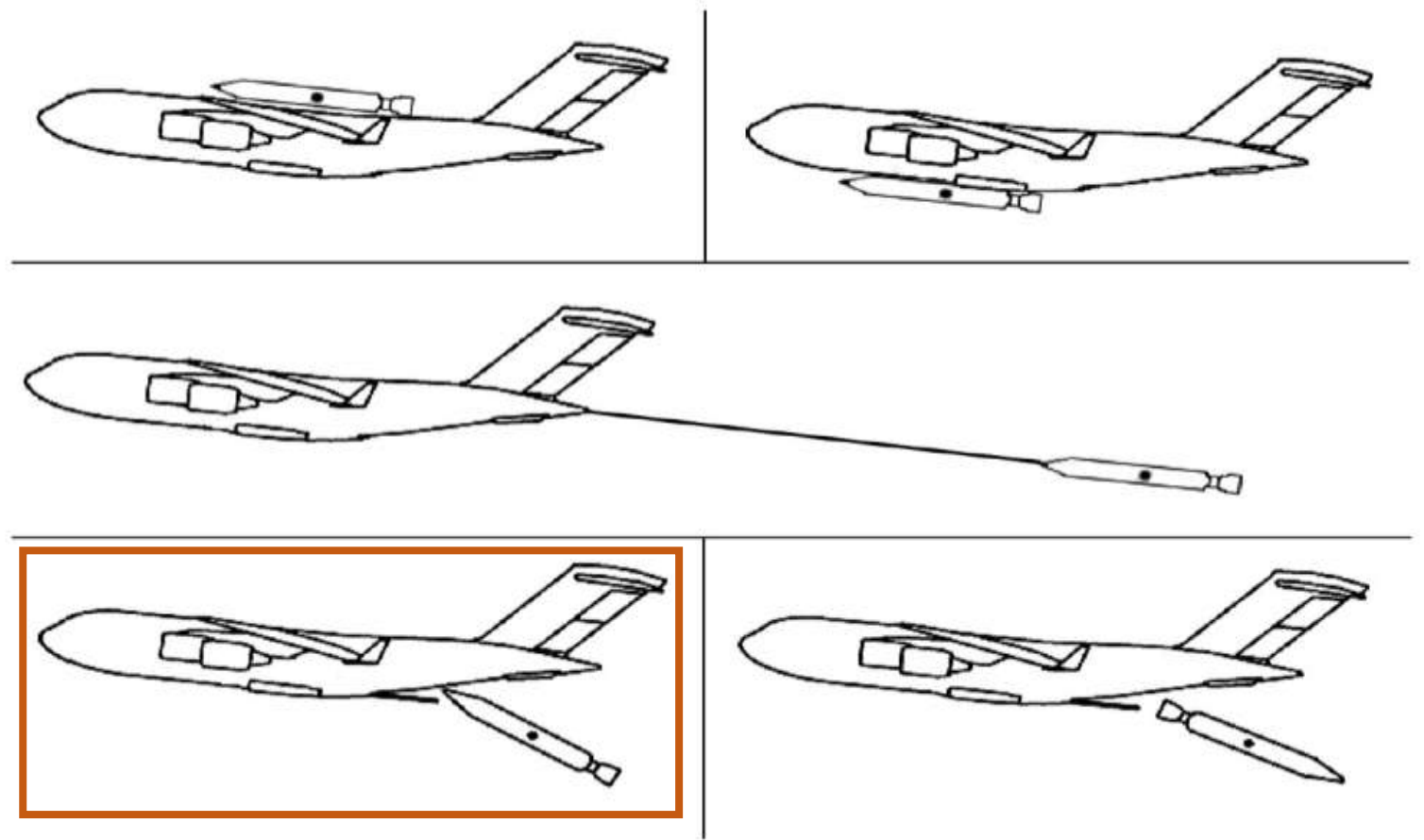
Тяжелые РН

Средние РН

Легкие РН

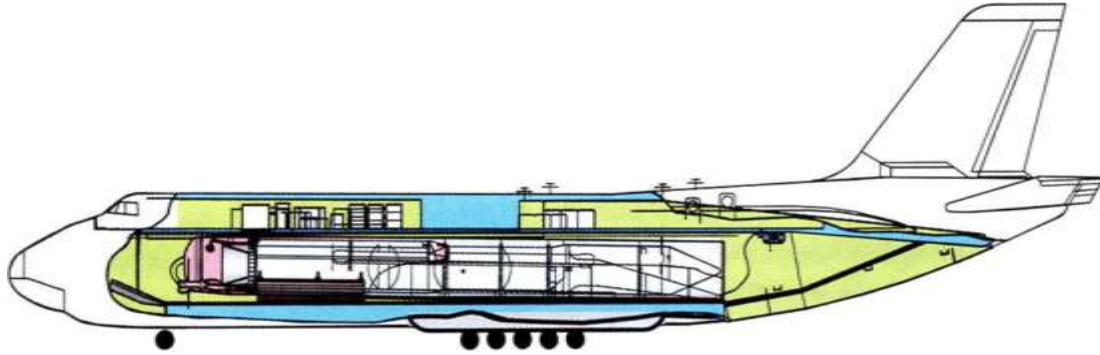
Сверхлегкие РН

1. СН является многоразовой первой ступенью АКСВС. Он обеспечивает ненулевые начальные условия старта СЛРН по высоте и скорости, значительно снижая количество топлива, затрачиваемого на выведение КА;
2. Масса выводимого КА повышается на 40–50% по сравнению с наземным стартом, а себестоимость запуска снижается почти на 50%;
3. Возрастает эффективность двигателя СЛРН, поскольку его пуск осуществляется в разреженной атмосфере;
4. Нет ограничений по азимуту орбиты.



Основные схемы воздушного старта РН с СН

Аналоги систем воздушного старта



РН «Полет» в Гр.О. СН Ан-124-100 ВС



Крепление космического корабля Буран с баком разгона сверху СН Ан-225 МРИЯ



Nasa Pegasus – подфюзеляжное крепление на СН



Крепление Virgin Orbit LauncherOne под крылом СН

ТТХ АКС ВС

Цель: Создание комплекса СЛРН для выведения КА массой до 250 кг на НОЗ;

1. Самолет-носитель ИЛ-76 ТД

2. Массы

РБ – 100 кг

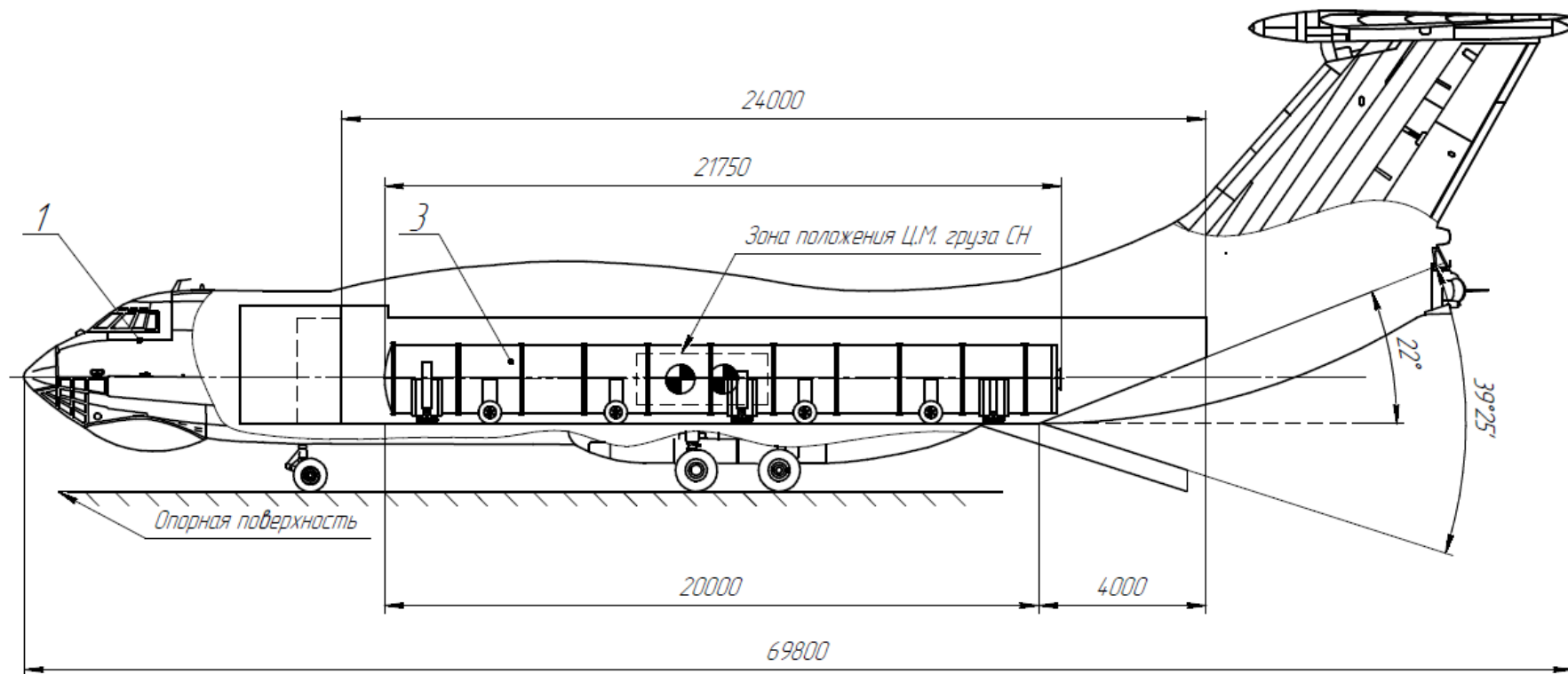
КА – до 250 кг

СЛРН – 20 т

ТПС – 15 т

ОВП – 2х150 кг

3. Высота десантирования СЛРН:
12 км + прыжок до 1 км.



Преимущества:

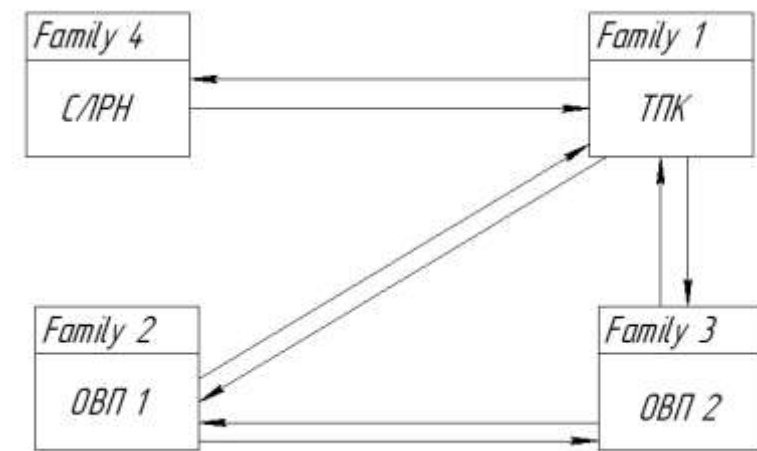
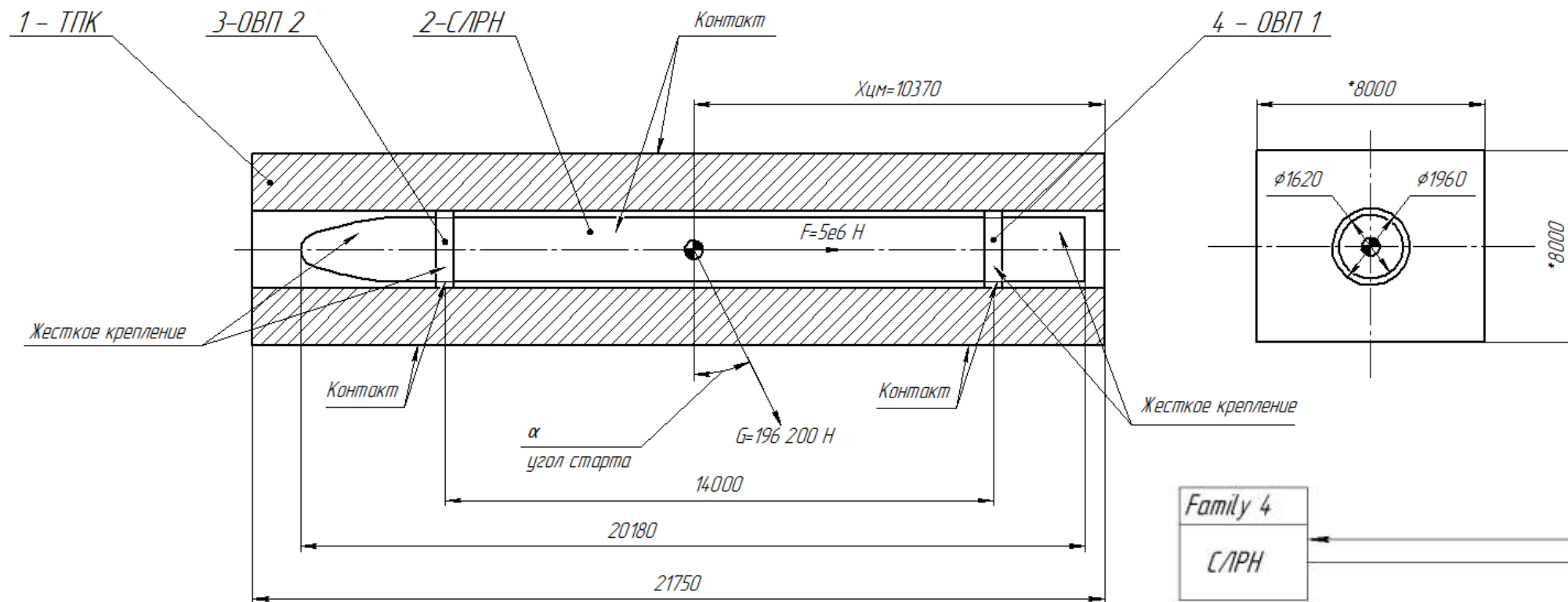
1. Удобство транспортировки и размещения в грузовом отсеке СН;
2. Избежание внедрения в АДХ самолета-носителя ИЛ-76 ТД;

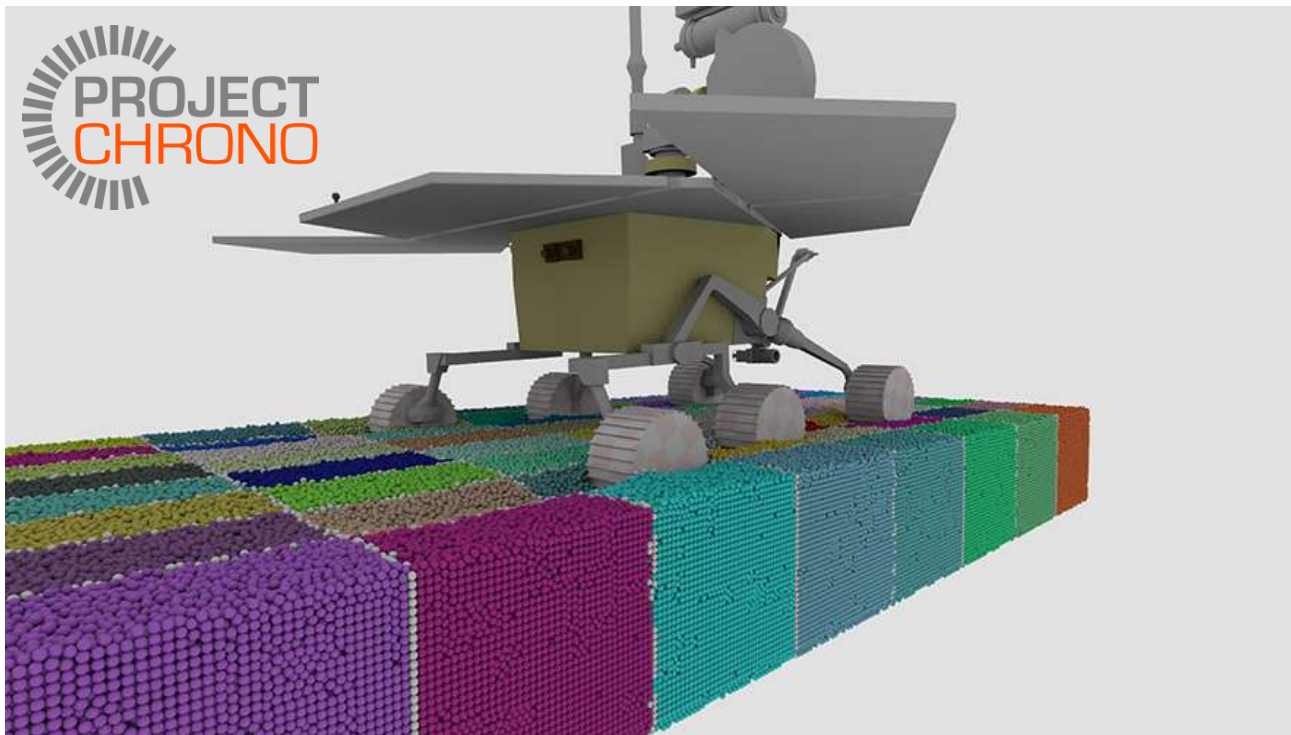
Недостатки

1. Опасность для самолёта при внештатных ситуациях системы при десантировании;
2. Сложность и высокая стоимость экспериментальной отработки и летных испытаний;

Расчетная схема и граничные условия модели

цель и задачи





Аналоги Project Chrono



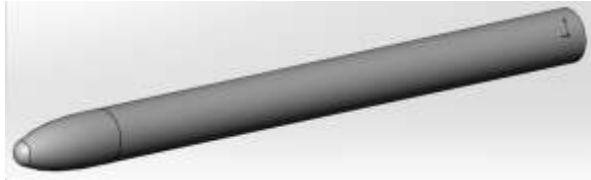
Модель движения лунохода в гранулярном грунте

- | | | | | |
|---|--|---|--|--|
| 1. Контакт моделей – возможность задавать хитбоксы, вычислять контактную силу | 2. Открытое API - Chrono подключается к любому проекту на языке C++ как библиотека | 3. Возможность выполнять вычислений в параллельном режиме с помощью CUDA, MSMPI, OpenMP | 4. Поддержка различных видов конечных элементов, решение гидро-аэроупругих задач и | 5. возможность написания персонализированных сил, моментов, начальных и граничных условий; |
|---|--|---|--|--|

Препроцессинг



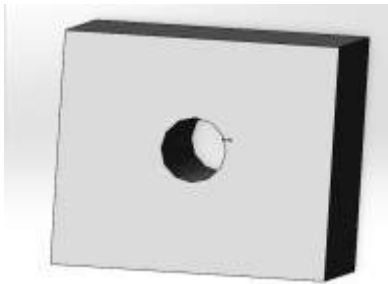
Создание геометрии модели в любом удобном CAD и экспорт в формате *.STEP



Геометрическая модель СЛРН.



Геометрическая модель ОВП



Геометрическая модель ТПС

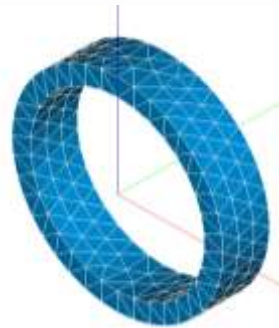


Создание сеточной модели

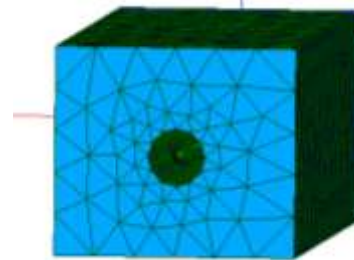
1. Выбран тетраэдральный КЭ для моделирования динамики воздушного старта;
2. Сгенерирована сетка в Salome mesa 9.7.0 алгоритмом разбиения NETGEN;



КЭ модель СЛРН.



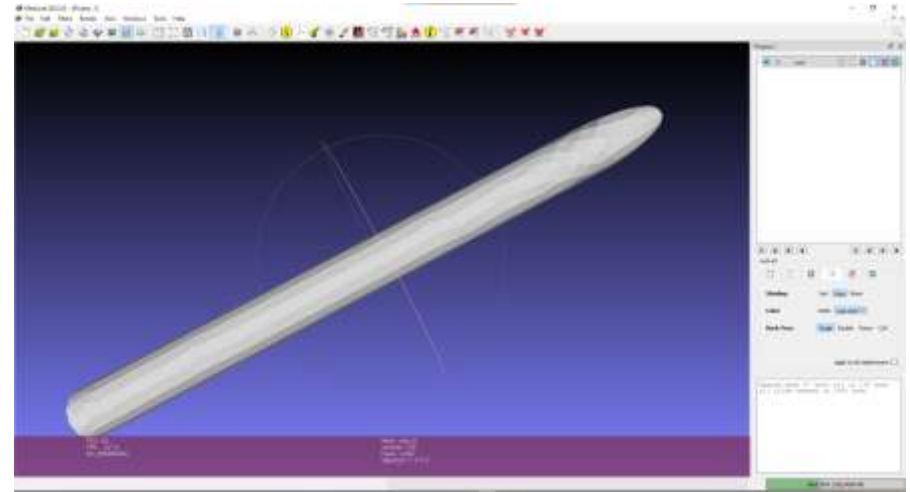
КЭ модель ОВП



КЭ модель ТПС



Форматирование сеточных моделей и конвертация в нужный формат *.tetgen, *.obj



Загрузка системы
моделирования



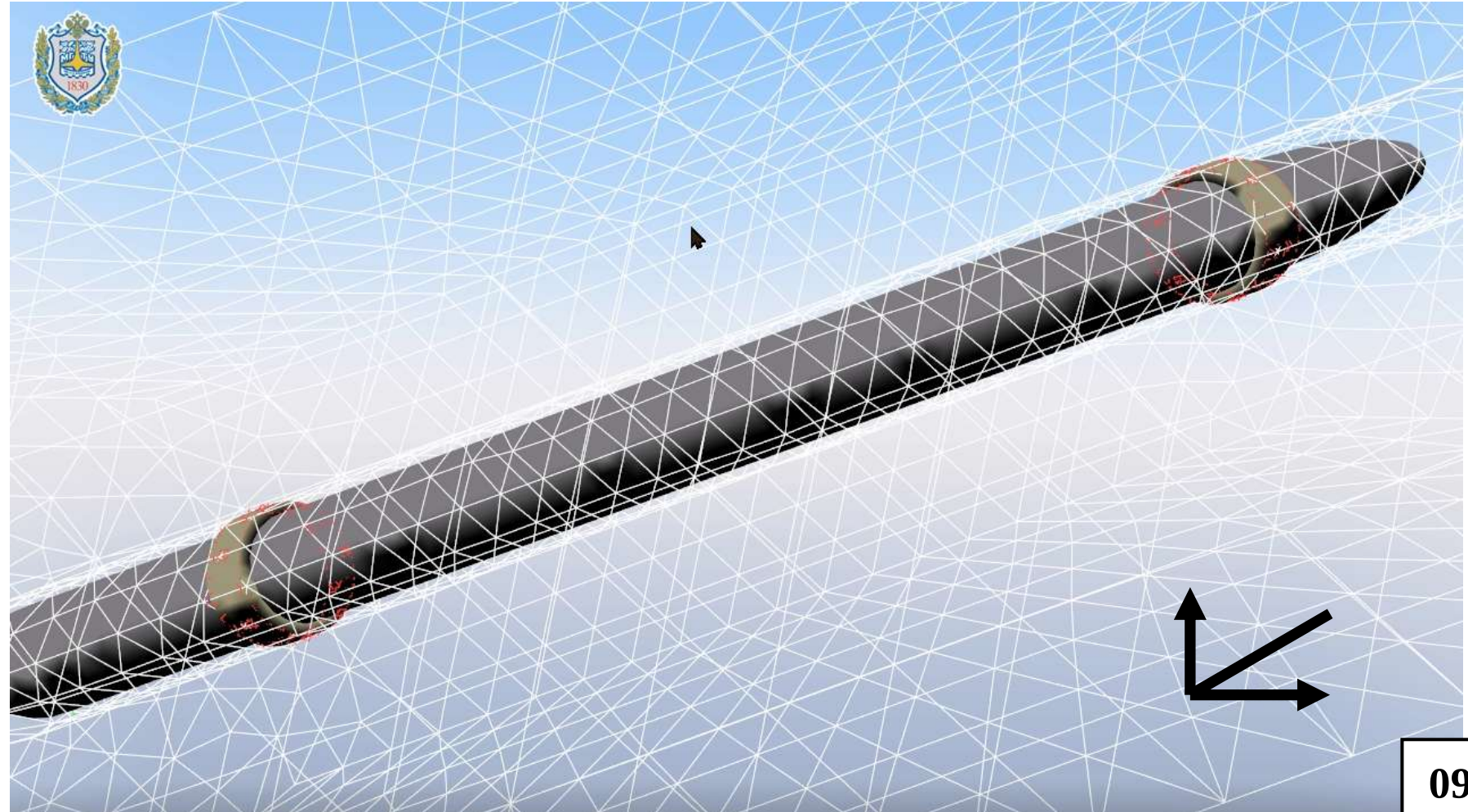
Загрузка сетки



Решение контактной
задачи



Вывод результатов

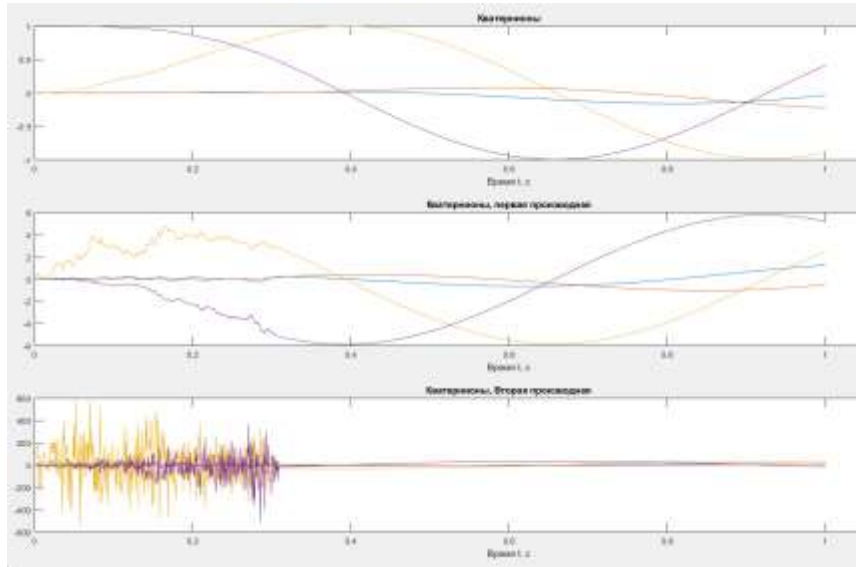


Обработка результатов

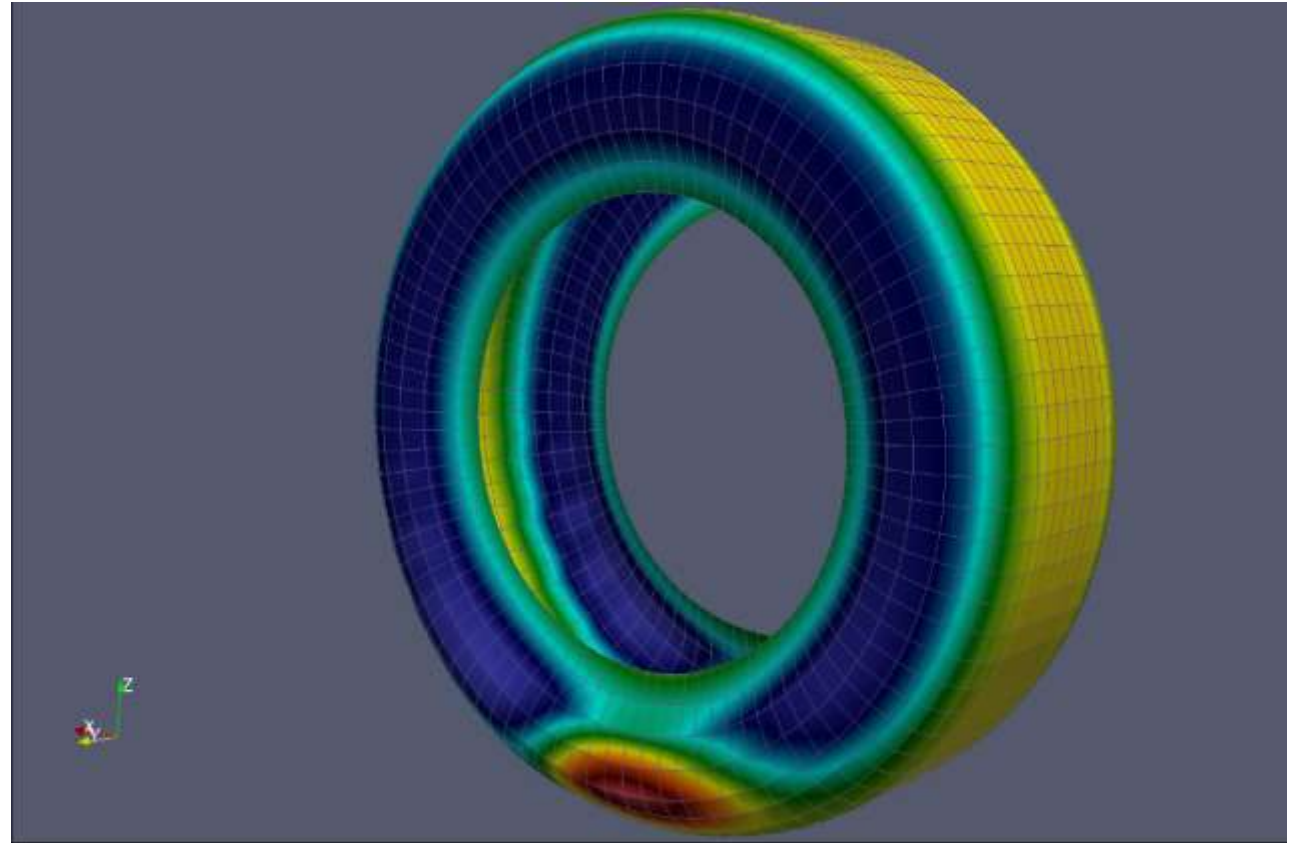


```
112 figure(3)
113 subplot(3,1,1)
114     plot(t,L0,t,L1,t,L2,t,L3)
115     title('Кватернионы');
116     xlabel('Время t, с')
117
118 subplot(3,1,2)
119     plot(t,WL0,t,WL1,t,WL2,t,WL3)
120     title('Кватернионы, первая производная');
121     xlabel('Время t, с')
122
123 subplot(3,1,3)
124     plot(t,EL0,t,EL1,t,EL2,t,EL3)
125     title('Кватернионы, Вторая производная');
126     xlabel('Время t, с')
127
```

Фрагмент кода на языке MATLAB

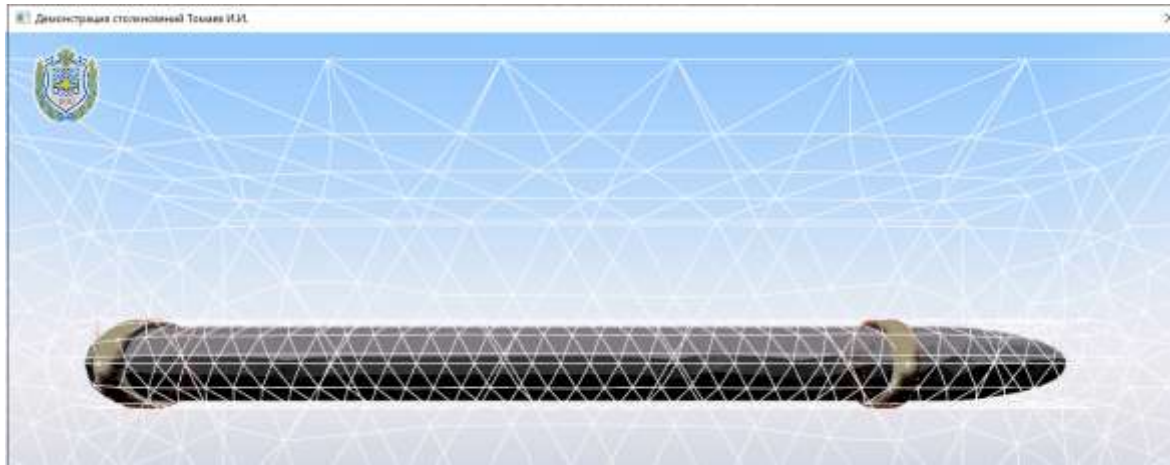


Графики параметров кватерниона и первых двух производных



Пример вывода напряжений в Опорно-ведущем поясе в формате .VTK

Сравнение работы с MSC Adams при угле запуска 0

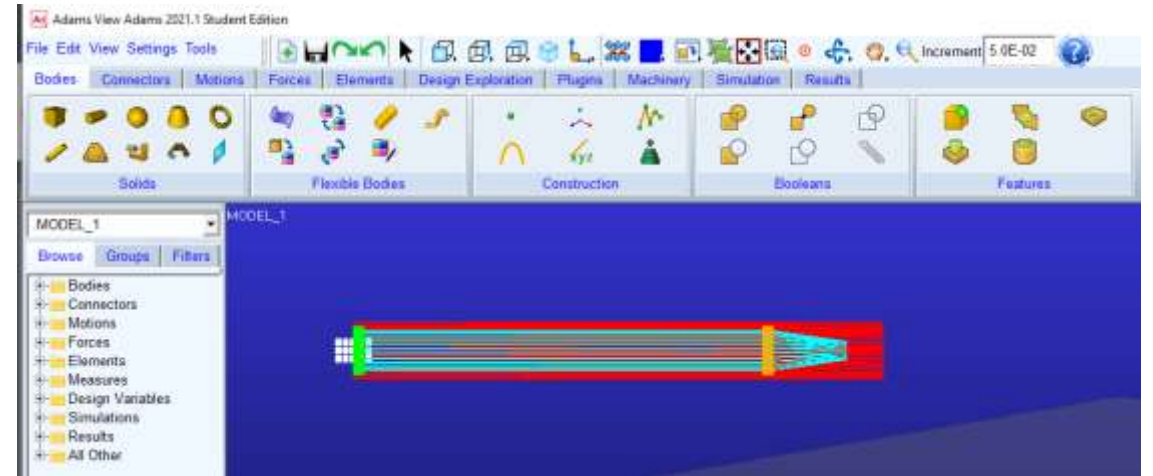


Преимущества:

1. Полная прозрачность вычислительного алгоритма
2. Высокая степень параметризации, модернизируемости и модульности программы
3. Использование только бесплатного открытого программного обеспечения

Недостатки:

1. Требует высокой квалификации пользователя
2. Требует знания языков C++ и Matlab



Преимущества:

1. Удобство графического интерфейса
2. Обширная документация
3. Техническая поддержка MSC Software

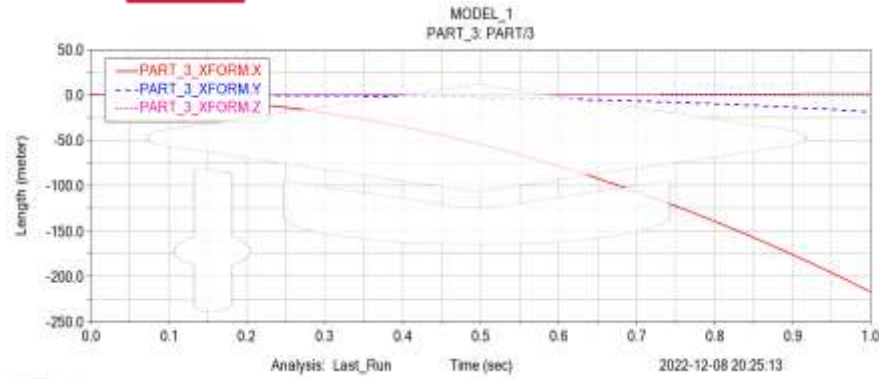
Недостатки:

1. Распространяется по платной лицензии
2. Не все вычисления прозрачны

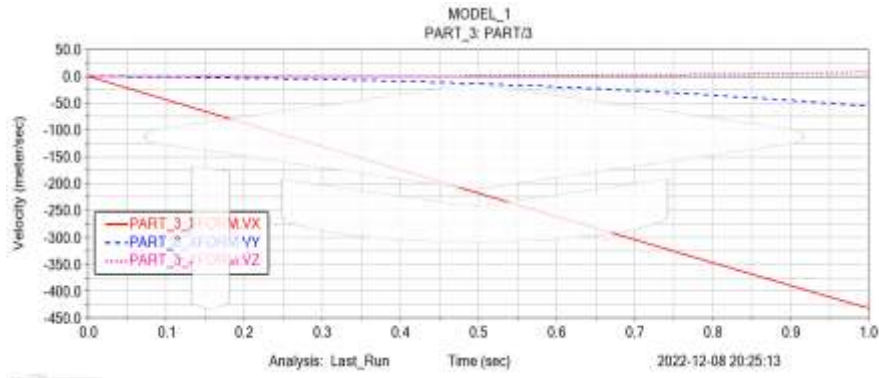


MSC Adams

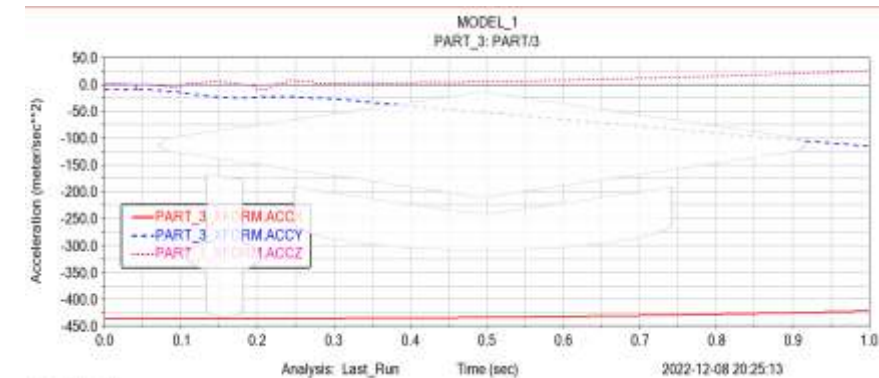
Проекции
перемещений



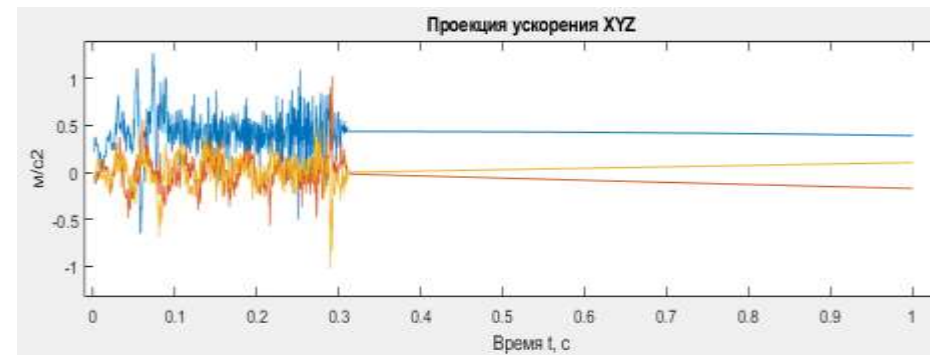
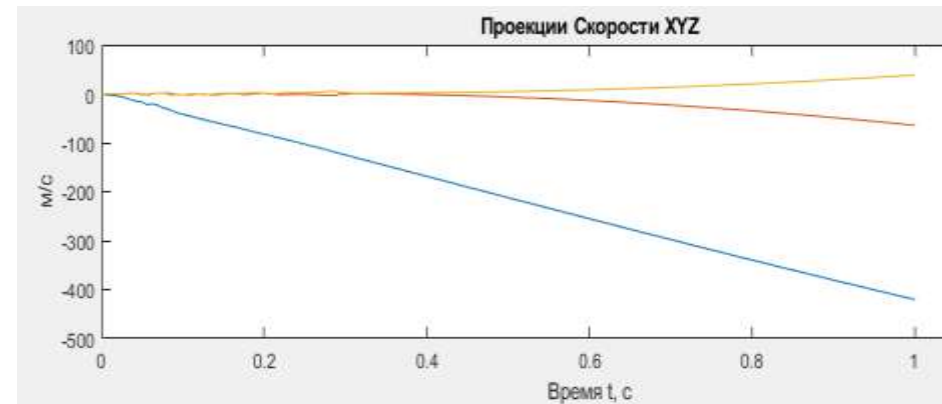
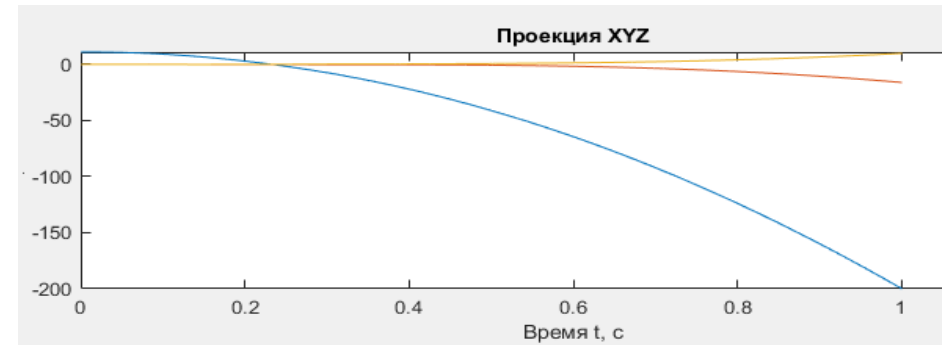
Проекции
скорости



Проекции
ускорений



Разработанное ПО



Выводы

- В связи с потребностями рынка спроектирована Аэрокосмическая система воздушного старта ракеты-носителя сверхлегкого класса с самолета-носителя ИЛ-76 ТД, авиапарк которого насчитывает ~7000 самолетов;
- Сформирован вычислительный конвейер из полностью открытого программного обеспечения;
- В результате численных экспериментов были верифицированы результаты с программным пакетом MSC Adams, где несовпадение результатов составляет порядка 1-2%, связанное с различными методами решения внутри программных алгоритмов;
- Было выявлено, что достаточно двух опорно-ведущих поясов, для достижения безопасного безударного десантирования СЛРН;
- Разработанный программный комплекс будет дополнен программным модулем вычисляющим аэродинамические нагрузки пространственными вихревыми методами;

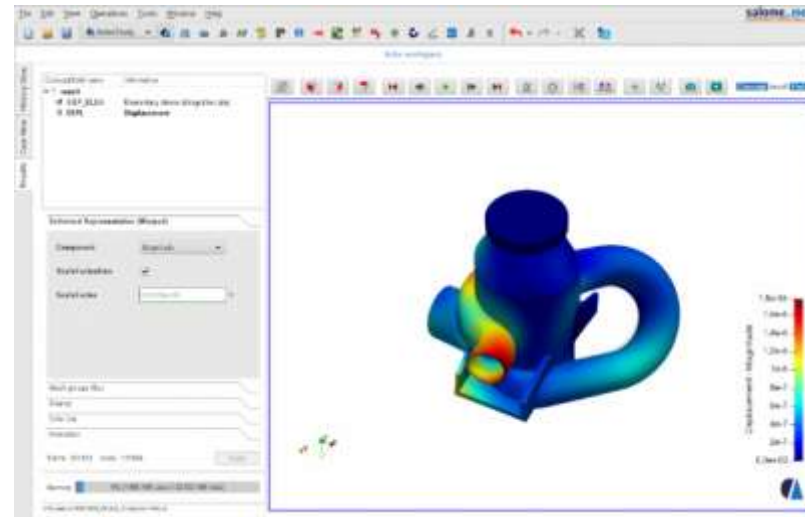
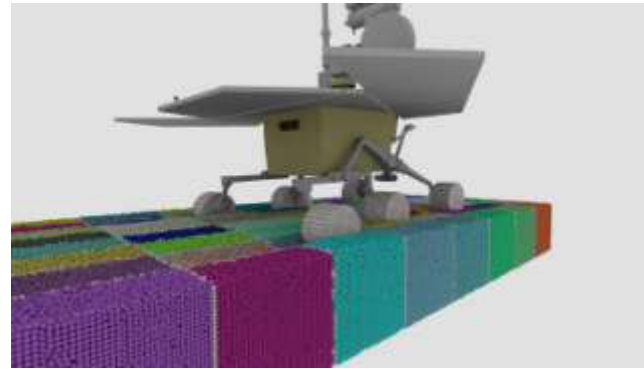
Использованное программное обеспечение

Препроцессинг

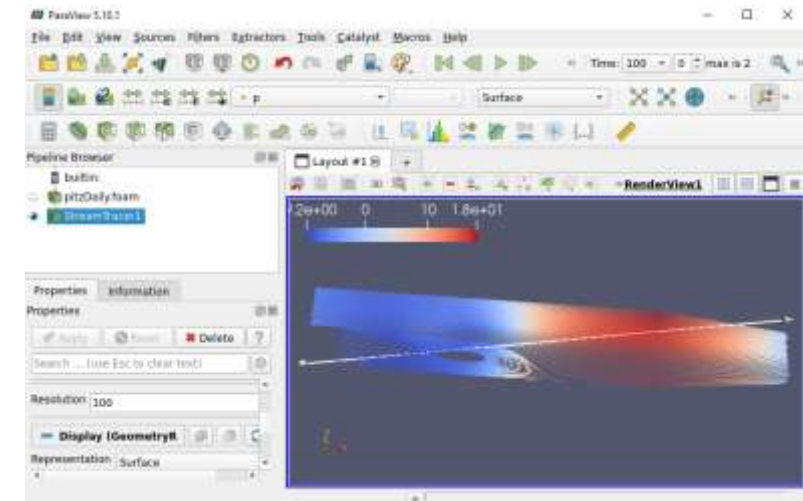
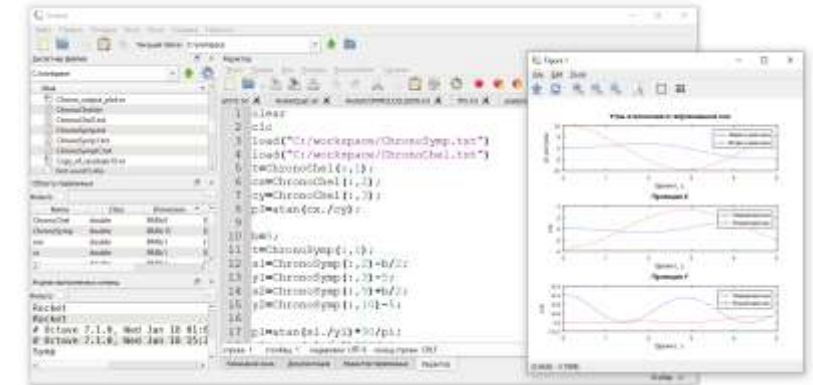


КЭ модель самолета-носителя
созданная сеткопостроителем
salome

Процессинг



Постпроцессинг



Источники

1. Сихарулидзе Динамические нагрузки на самолет-носитель при реализации воздушного старта ракеты-носителя (двухопорная схема) / Сихарулидзе, Б. И. Жуков. // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. — 2008. — № 009. — 24 с.
2. Короткий С. А. Анализ проектных параметров аэроупругой динамики старта аэрокосмической системы из самолета носителя с учетом интенсивного вихреобразования: специальность 05.07.02
3. «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Короткий Сергей Александрович; МГТУ им. Баумана. — Москва, 2010. — 121 с.
4. Мишин, В. П. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов / В. П. Мишин, В. К. Карраск. — 1-е изд. — Москва : Машиностроение, 1991. — 416 с..

СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ!