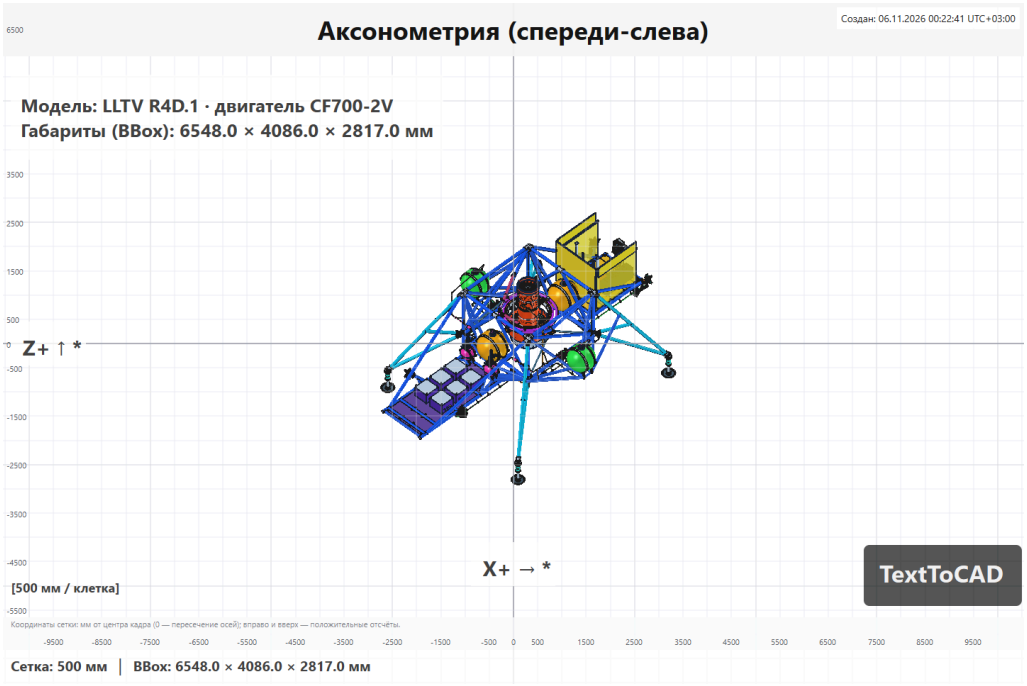
Миссия R4D.1

Миссия 43 с · 4 опоры в покое в конце · продольное перемещение 4,00 м.



Снимок нативной R4D.1. Сетка интерактивного отчёта построена по выбранным видимым телам той же ревизии.

Событие	Расчётный результат
Отрыв всех опор	2,81 с
Первое касание	34,55 с
Затухание и четыре устойчивых контакта	40,94 с
Наибольшая высота центра масс / зазор под опорами	3,503 / 1,759 м
Скорость ЦМ вниз при первом касании	0,161 м/с
Отклонение от посадочной цели	0,00025 м
Сумма реакций опор в конце	16,26 кН
Расход JP и перекиси	9,384 + 100,807 кг

Интерактивный полёт · Траектория CSV · Метрики JSON

Масса, центр тяжести и инерция

Положение начала координат и геометрия взяты из нативного файла R4D.1. Оси X вперёд, Y вправо, Z вниз. Тензоры приведены к центру масс, кг·м².

Конфигурация	кг	X, м	Y, м	Z, м
Аппарат без экипажа и запасов	1173,771	-0,12689	-0,00182	0,28309
Сухой с экипажем	1252,771	0,00471	-0,00170	0,26524
Половина запасов	1510,806	0,00318	-0,00141	0,27840
Полная загрузка	1768,071	0,00272	-0,00121	0,25604

Аппарат без экипажа и запасов

Ось	X	Y	Z
X	956,562	-2,849	89,611
Y	-2,849	2763,138	2,118
Z	89,611	2,118	3062,470

Сухой с экипажем

Ось	X	Y	Z
X	964,469	-3,130	133,340
Y	-3,130	3093,404	2,156
Z	133,340	2,156	3386,803

Половина запасов

Ось	X	Y	Z
X	1322,758	-3,126	133,550
Y	-3,126	3222,914	2,128
Z	133,550	2,128	3869,290

Полная загрузка

Ось	X	Y	Z
X	1685,041	-3,125	133,443
Y	-3,125	3354,946	2,176
Z	133,443	2,176	4351,004

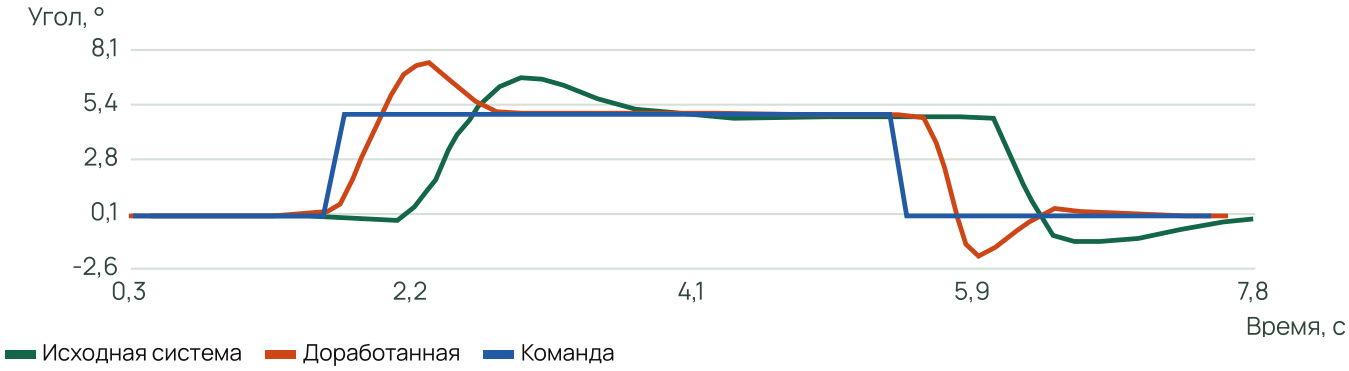
> CAD задаёт форму и положение. Плотности, заданные массы агрегатов, экипаж и запасы определяют расчётное распределение массы. Масса CF700 учтена эквивалентом CAD 285 кг. Детализация роторов не добавляется к этому эквиваленту.

Полные тензоры · mass/mass_delta_R4C.csv · mass/mass_ledger.csv

NASA · отклик исполнительных систем

Источник и аппарат	Результат
NASA 952 · ALSJ и PHO-TR474	Подтверждены CF700-2V на кардане и статус борта. Согласованных рядов команд, тяги и углов для этого борта в изученных материалах нет.
LLRV · NASA TN D-3689, рис. 16	Ступенчатое испытание замкнутой системы. Время нарастания 0,4 с в обоих вариантах, перерегулирование 2° и 3°, полоса 3 и 1 Гц.
LLRV · NASA TN D-3689, рис. 21	В полёте отношение тяги CF700 к весу снизилось примерно с 0,959 до 0,820 между 0,34 и 3,75 с в замкнутом контуре ATS.
LLRV · NASA TN D-3023, табл. III–IV	Статическая номинальная тяга CF700 18,683 кН. Паспортное время горячего отклика RCS 40 мс, подъёмных 55 мс. Порог отсчёта в таблице отсутствует.

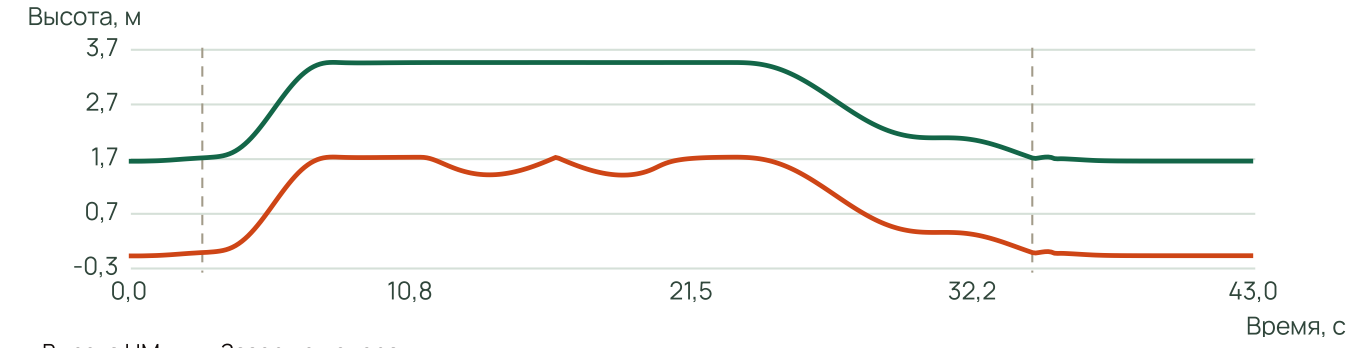
Оцифровка ступенчатого испытания кардана

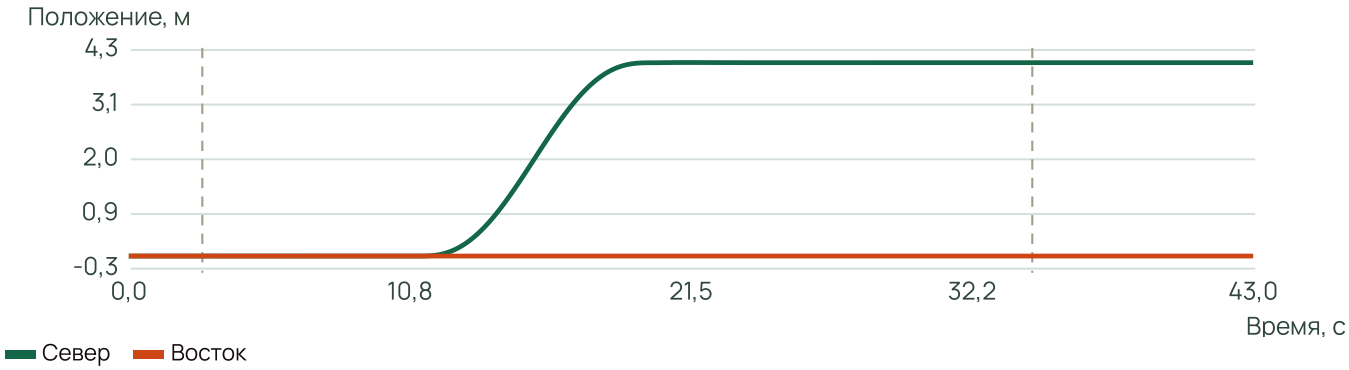


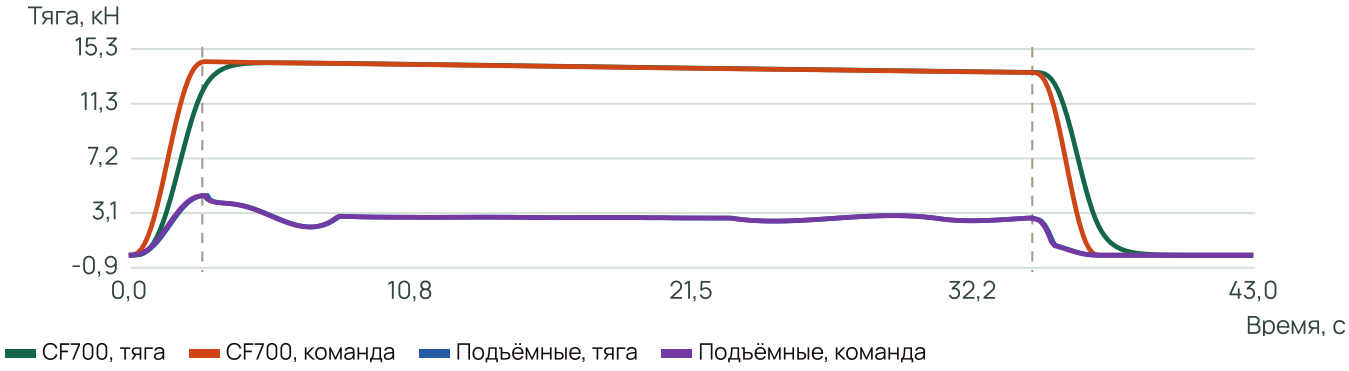
На графике ранний LLRV. Параметры замкнутого контура приведены по отчёту NASA. Оцифрованные точки и неопределённость считывания доступны вместе с печатными значениями.

NASA TN D-3689, рис. 16 · Рис. 21, автомат тяги · NASA TN D-3023, табл. IV · Данные и допущения

Движение и управление





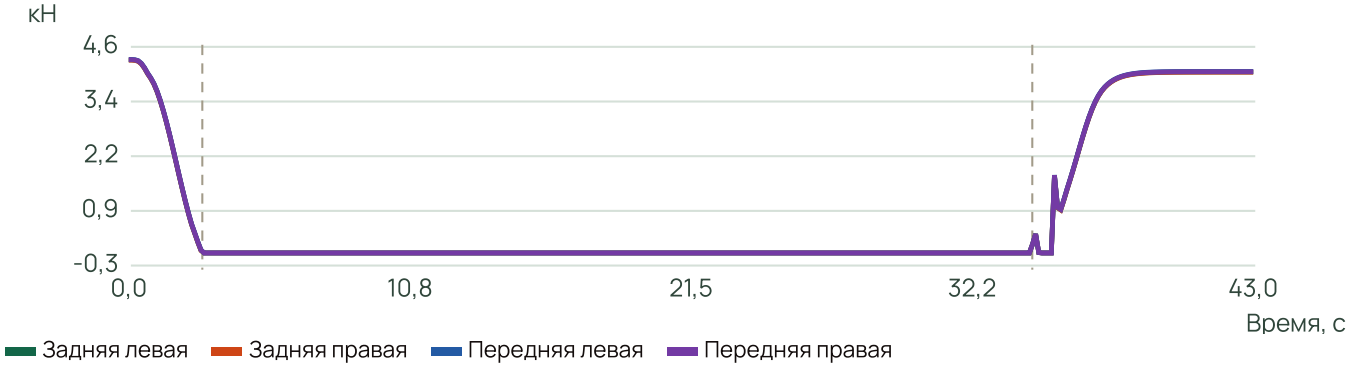


Вертикальный пунктир отмечает отрыв и первое касание. Силы CF700, подъёмных и RCS приложены по направлениям из расчётной геометрии. Контур управления работает по расчётному состоянию.

Силы и команды по отдельным каналам · Уравнения и управление

Касание, сходимость и чувствительность

Посадочные реакции



При первом касании скорость ЦМ вниз 0,161 м/с. Разность решений RK4 10 и 5 мс по координатам 0,00002 м, по времени касания 0,000005 с.

Вариант	Четыре опоры и тяга < 2 Н	Касание, с	Ошибка цели, м
Медленный отклик	Отклонение	34,54	0,00031
Мягкие опоры	Да	34,45	0,00029
Боковая сила и гиромомент	Да	34,55	0,00025

Численный критерий	Результат
Исходное равновесие на четырёх опорах	Пройдена
Последовательность отрыва, полёта и устойчивого касания	Пройдена
Висение без реакции грунта	Пройдена
Границы посадки и нагрузки на четыре опоры	Пройдена
Слежение за целью и параметры подхода	Пройдена
Сохранение массы и положительный остаток топлива	Пройдена
Тензор инерции положительно определён, кватернион нормирован	Пройдена
Соблюдены принятые ограничения тяги и кардана	Пройдена
Сходимость RK4 между шагами 10 и 5 мс	Пройдена
Проверены направления тяги	Пройдена
Проверена транспортная задержка каналов RCS	Пройдена

Область применимости

Канал	Параметр сценария
CF700	Принятый параметр инерционности 0,550 с, статический предел по LLRV. Изолированный переходный режим 952 остаётся неизвестен.
Подъёмные двигатели и RCS	Инерционность 0,045 и 0,022 с. Буфер RCS 0,040 с. Команды RCS представлены усреднённой тягой.
Кардан	Две оси привода, 0,182 с, до 30 °/с и ±14° в сценарии.
Контакт	Четыре точки из CAD, 70 000 Н/м и 7 000 Н·с/м на опору, μ = 0,55.

- Тяга, запаздывание и скорости кардана параметризованы для виртуальной модели. Переходная запись NASA 952 для идентификации пока отсутствует.
- Два топлива расходуются отдельно по тяге. Моменты оставшейся жидкости масштабируются её массой. Плескание и изменение формы свободной поверхности в расчёт не вошли.
- В расчёте гладкая плоская поверхность, четыре односторонних упруго-вязких контакта, регуляризованное трение и допущения о жёсткости опор.
- Целевой закон компенсации веса карданом работает с начала модели. Исторические переключения блокировки кардана, ATS и JSS требуют отдельного сценария.
- Управление получает точные расчётные состояния. Установленная тяга по режимам, шум датчиков, аэродинамика аппарата и гироскопический момент роторов остаются открытыми параметрами.

Для независимой проверки точности нужны взвешивание, карты тяги, измеренные переходные характеристики, параметры опор и синхронный ряд команд и движения борта.

Команды повторного выпуска · Модель и погрешность шага · Источники NASA и Bell · Ведомость и тензоры