электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

 # 10, октябрь 2015

УДК 629.784

Моделирование динамики посадки возвращаемого аппарата на посадочном устройстве с лимитером

Селезнева А.Д., *студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Аэрокосмический факультет, кафедра «Аэрокосмические системы»

Научный руководитель: Щеглов Г.А., д.т.н., профессор кафедры
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
«Аэрокосмические системы»
shcheglov_ga@bmstu.ru

Введение

Анализ условий посадки космического аппарата на поверхность Земли показывает, что скорость его встречи с грунтом может находиться в пределах от нескольких единиц до десятка и более метров в секунду. Отсюда следует, что космический аппарат необходимо снабдить надежным посадочным устройством со специальным амортизирующим приспособлением.

Посадка на грунт, кроме обеспечения «мягкости» должна удовлетворять следующим требованиям:

- сохранение устойчивого положения аппарата в течение всего процесса посадки;
- исключение возможности «подпрыгивания» аппарата после первого удара о грунт;
- положение аппарата на поверхности после посадки должно обеспечивать нормальную работу всех его систем [1].

Отсюда следует необходимость создания более совершенного посадочного устройства, которое будет отвечать заданным требованиям посадки. Наиболее распространены рычажные посадочные устройства, состоящие из нескольких посадочных опор [2].

Основной функцией посадочной опоры является рассеивание энергии приземления для уменьшения удара при посадке на бортовые агрегаты, а также обеспечение клиренса и устойчивости приземления в диапазоне возможных поверхностей и неравномерности

параметров приземления [3]. Для поглощения энергии при «мягкой» посадке возвращаемого (ВА) в конструкции элементов опоры предусмотрены специальные энергопоглотители, рассеивающие основную часть располагаемой кинетической энергии ВА. В главной раздвижной опоре амортизатора используются алюминиевые сминаемые сотовые наполнители. Сотовые ячейки полностью или частично разрушаются при посадке ВА. Достоинства этих амортизаторов одноразового применения – низкая собственная масса, удобство в эксплуатации и почти постоянная сила разрушения в процессе обжатия. Экспериментальную зависимость силы разрушения сотового энергополотителя от величины его деформации можно получить с помощью статических (на прессе) и динамических испытаний. Амортизаторы в математической модели ВА могут иметь расчетные характеристики «усилие – деформация» любого вида, но в данной задаче рассматривается характеристика «усилие – деформация» в виде ступенчатой функции. При повторном нагружении амортизаторов в процессе посадки необходимо учитывать величину остаточной деформации от предшествующего нагружения.

Основная стойка опоры передает часть вертикальной нагрузки на корпус ВА и, следовательно, перегрузки при приземлении, приложенные к бортовой аппаратуре, управляются при помощи характеристик амортизаторов, ограничивающих величину этой силы. Другая, гораздо меньшая часть энергии, поглощается за счет трения в шарнирах и трения о грунт, а также внутреннего трения в элементах конструкции.

Помимо амортизатора и стержневых элементов конструкция посадочного устройства может включать дополнительное звено, так называемый лимитер. Он крепится к корпусу спускаемого аппарата и имеет функцию ограничителя нагрузки: когда осевая нагрузка в амортизаторе превышает изгибные напряжения в лимитере - он пластически деформируется и тем самым энергия удара гасится. Проводились экспериментальные исследования для получения фактических характеристик лимитера на спускаемых аппаратах межпланетных станций [3], которые показали, что применение лимитера уменьшило максимальную кинетическую энергию приземления.

Целью данной работы является разработка математической модели опоры ВА с учетом лимитера; моделирование динамики посадки с учетом ограничителя нагрузки и без него. Необходимо проанализировать полученные результаты, принимая во внимание основной параметр системы – перегрузку на ВА, и сделать вывод об эффективности применения данной математической модели.

Математическая модель возвращаемого аппарата с ПУ

Моделирование посадки производилось в программе MSC.Adams. Модель для исследования динамики посадки возвращаемого аппарата представлена на рис. 1. Реальная конструкция возвращаемого аппарата имеет 4 посадочные опоры. Здесь рассматривается симметричная задача посадки, то есть для исследования используется только четверть ВА и одна посадочная опора. Все взаимосвязи между элементами конструкции модели представлены в виде кинематической схемы, показанной на рис. 2.

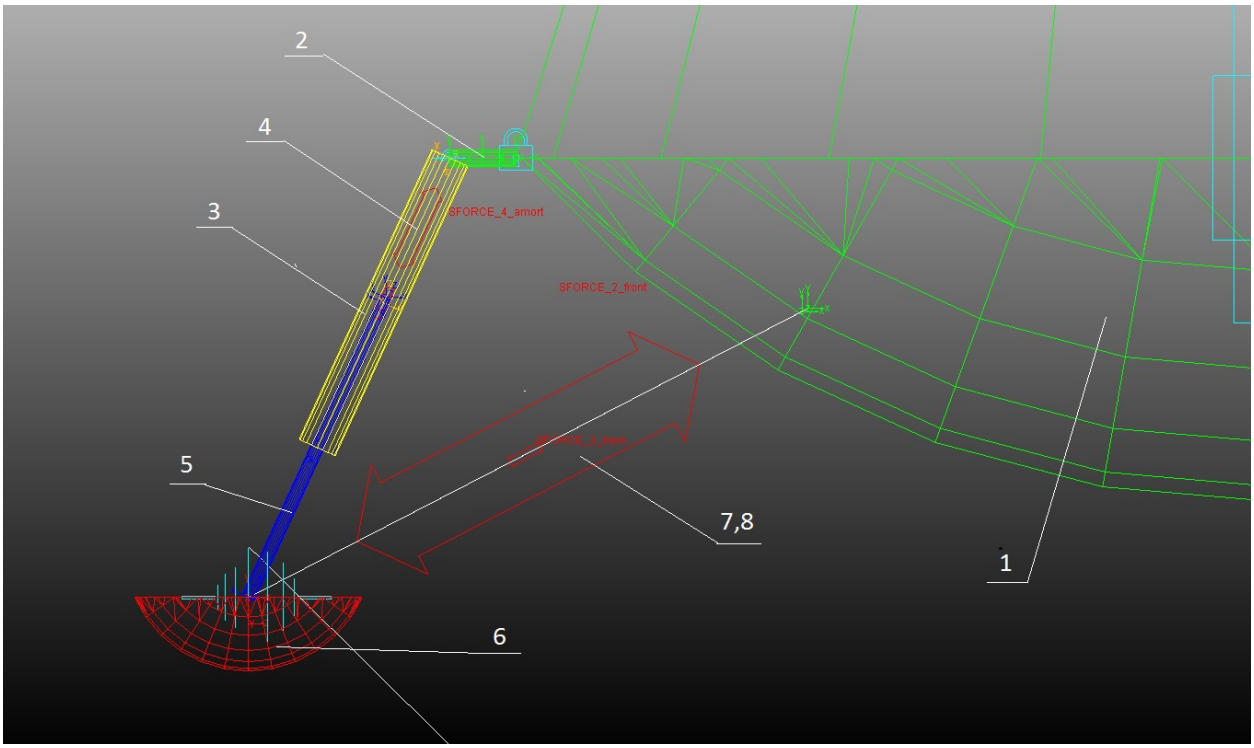


Рис. 1. Элементы модели ВА с ПУ: 1 - возвращаемый аппарат (ВА), 2 – лимитер, 3 – цилиндр, 4 – амортизатор, 5 – шток, 6 – тарель, 7,8 – тросы

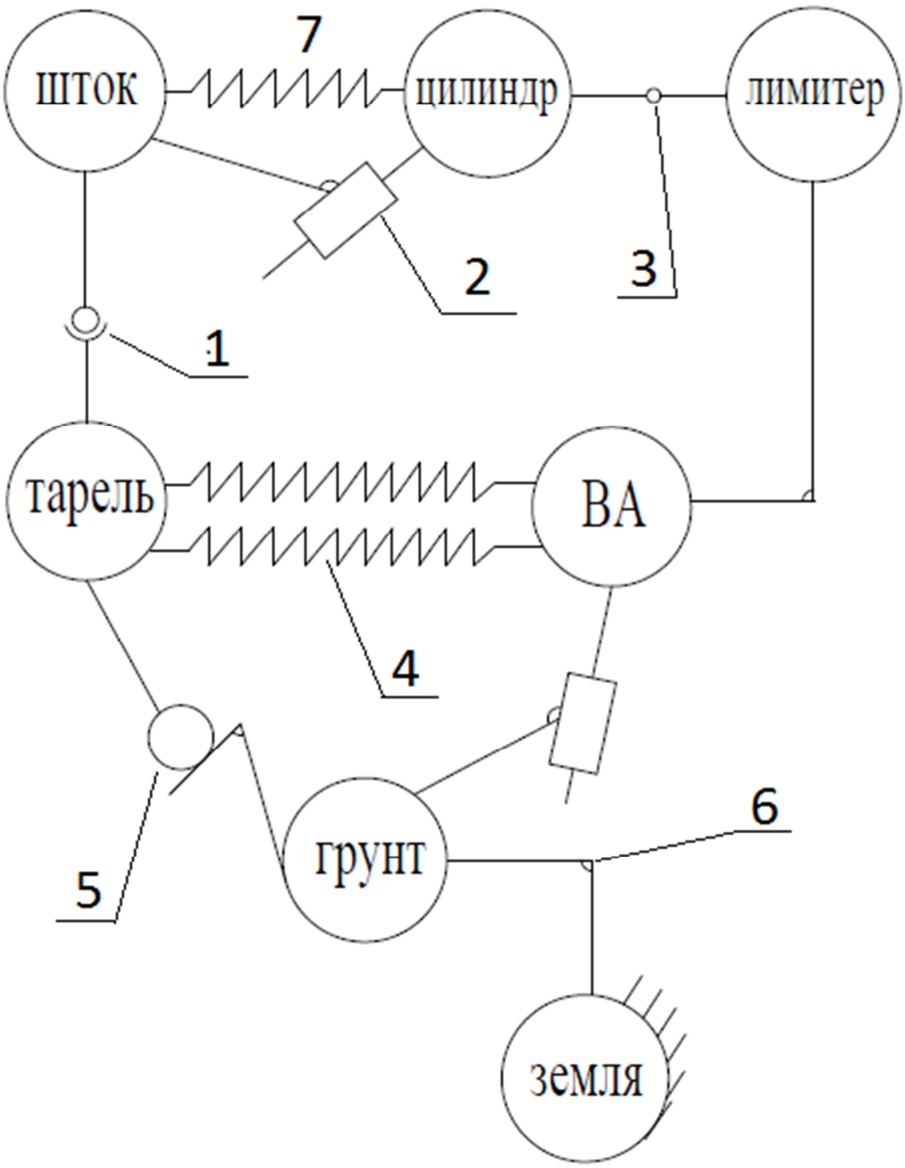


Рис. 2. Кинематическая схема модели: 1 – сферический шарнир, 2 – поступательная пара, 3 – вращательный шарнир, 4 – нелинейная пружина (трос), 5 – контакт двух тел (тарель с грунтом), 6 – абсолютно жесткое соединение, 7 – амортизатор

В данной работе рассматривается наихудших случай посадки, когда возвращаемый аппарат приземляется на все 4 опоры одновременно и перпендикулярно поверхности Земли, что соответствует наибольшему усилию торможения от амортизаторов. Принято допущение: ВА движется и приземляется строго вертикально относительно поверхности Земли на 1 посадочную опору. Так как рассматривается симметричная задача посадки, то массу ВА принимаем в 4 раза меньше полной массы ВА - 2000 кг. ВА приземляется на абсолютно жесткую поверхность. Скорость центра масс ВА при ударе о поверхность Земли составляет примерно 3,7 м/с, что соответствует штатной ситуации посадки. Начало

движения аппарата происходит из состояния покоя, и расстояние между центром масс ВА и поверхностью составляет 1м.

В данной модели амортизатор с сотовыми сминаемыми наполнителями представлен как сила, закрепленная между двумя телами (лимитером и штоком) и имеет нелинейную ступенчатую характеристику [4]. Характеристика «усилие - деформация» амортизатора показана на рис. 3.

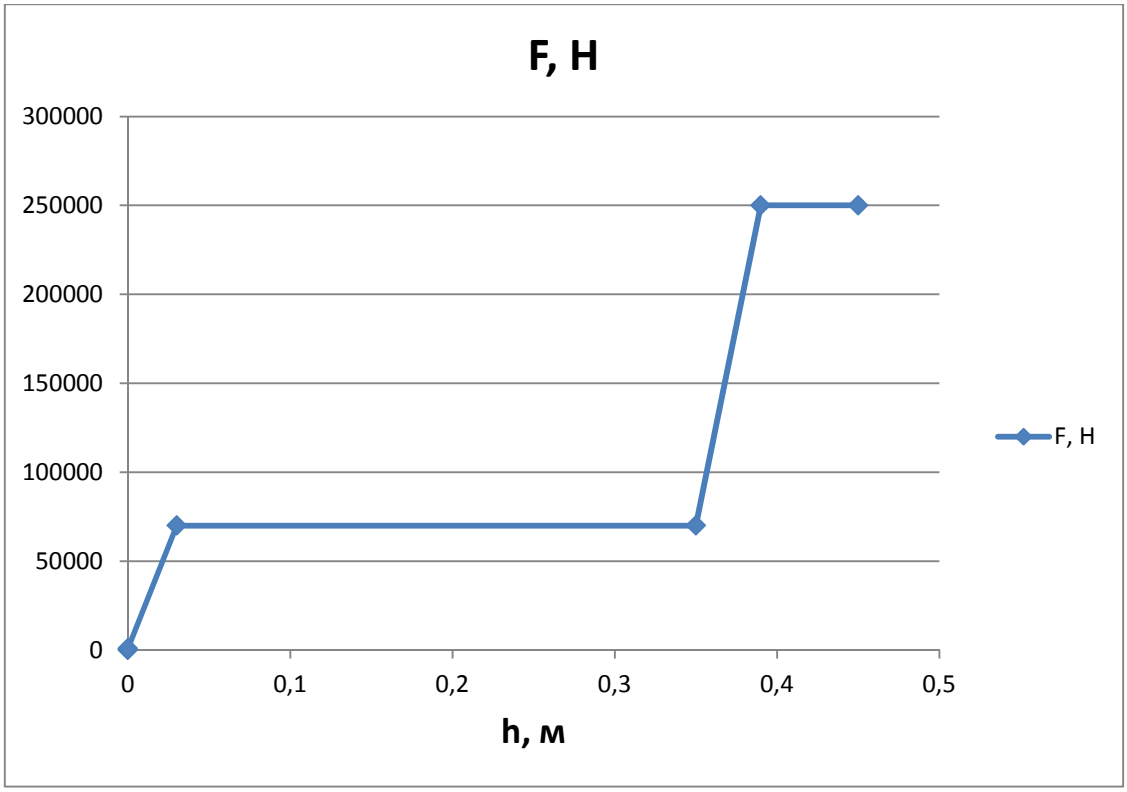


Рис. 3. Характеристика амортизатора посадочной опоры

Параметры характеристики амортизатора при разгрузке и при обратном ходе:

$C_р$=10 000 000 Н/м – жесткость амортизатора при разгрузке; $\mu_р$=0 Н с/м – демпфирование при разгрузке; $C_г$=50 000 000 Н/м – жесткость амортизатора при обратном ходе; $\mu_г$=2000 Н с/м – демпфирование при обратном ходе.

Модель посадочной опоры включает два троса, которые работают только на растяжение. То есть, при $\Delta l = l - L > 0$, сила в тросе равняется $F = C \cdot \Delta l$, а при $\Delta l = l - L < 0$, $C = 0$, $F = 0$, где $l -$ длина троса в текущей момент времени, L – длина троса в недеформированном состоянии. Тросы крепятся к корпусу аппарата и тарели симметрично относительно плоскости, в которой находится амортизатор. Считая материал тросовых соединений – кевлар, а форму поперечного сечения – прямоугольник со сторонами 20 мм х 5 мм получим эквивалентную жесткость тросов

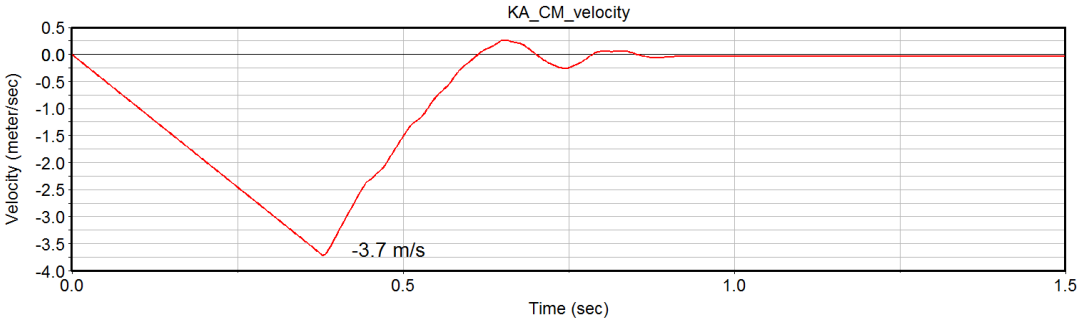
$$C_{экв} = \frac{E \cdot F}{L} = \frac{70500 \cdot 10^6 \cdot 10^{-4}}{2.2} = 3.2 \cdot 10^6 \frac{Н}{м},$$

где E=70500 МПа – модуль упругости; A=20·5 мм^2 =1·10^{-4} м^2 – площадь поперечного сечения; L=2.2 м – длина одного троса в недеформированном состоянии. Примем жесткость каждого тросового соединения 3·10^6 Н/м.

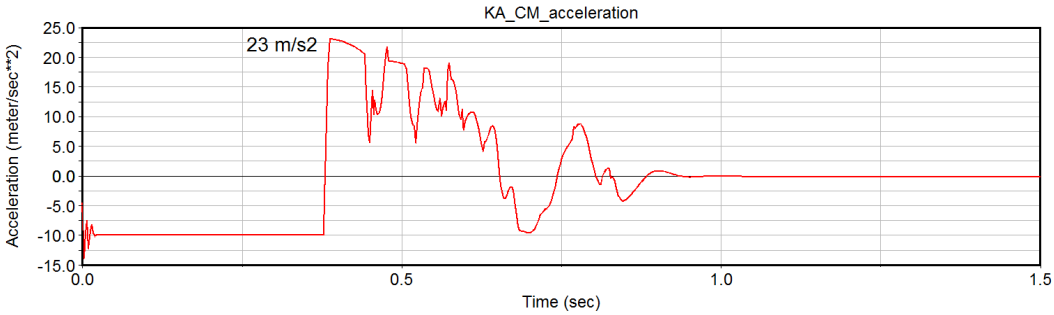
Результаты моделирования

Рассмотрим два расчетных случая, которые определяются конструкцией модели.

Расчетный случай 1: между лимитером и корпусом ВА абсолютно жесткая связь. То есть в этом случае лимитер является абсолютно жестким телом и здесь не рассматриваются его пластические деформации. В ходе расчета получены кинематические параметры и параметры амортизатора, представленные на рис. 4 -5. Видно, этом случае время переходного процесса длится около 1,0 с, скорость центра масс ВА при касании с Землей равна 3,7 м/с^2. Перегрузка ЦМ порядка 2,3 g (23 м/с^2), максимальный ход амортизатора равен 0,27 м, максимальная сила в амортизаторе равна 70 000 Н.

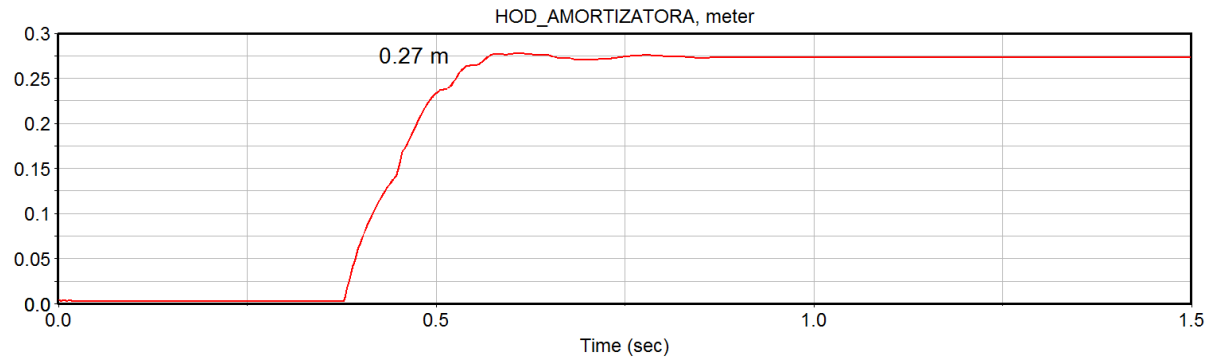


а)

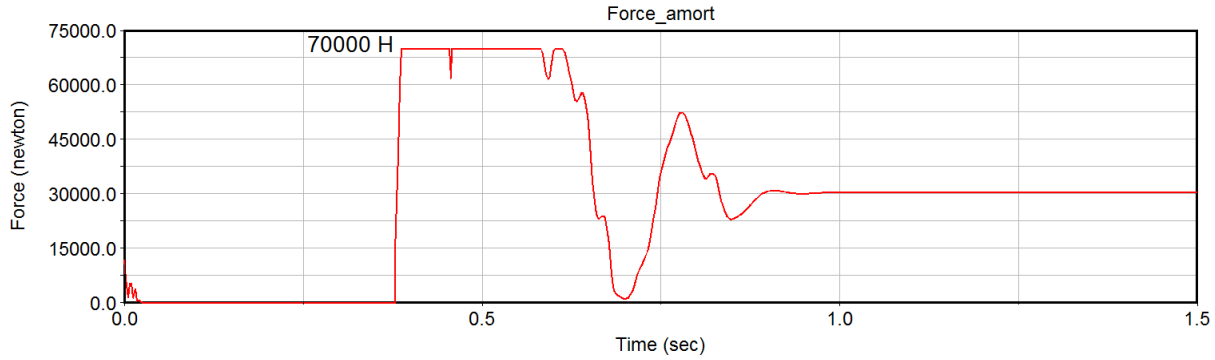


б)

Рис. 4. Кинематические параметры: а) скорость центра масс ВА в зависимости от времени; б) ускорение центра масс ВА в зависимости от времени



а)



б)

Рис. 5. Параметры амортизатора: а) ход амортизатора в зависимости от времени; б) сила амортизатора в зависимости от времени

Расчетный случай 2: между лимитером и корпусом ВА возникает пластический шарнир с одноступенчатой характеристикой. Здесь пластические деформации лимитера моделируются не самим лимитером, а торсионной пружиной, которая имеет нелинейную ступенчатую характеристику жесткости (Н·мм/град) – пластический шарнир. Характеристика жесткости данной пружины показана на рис. 6.

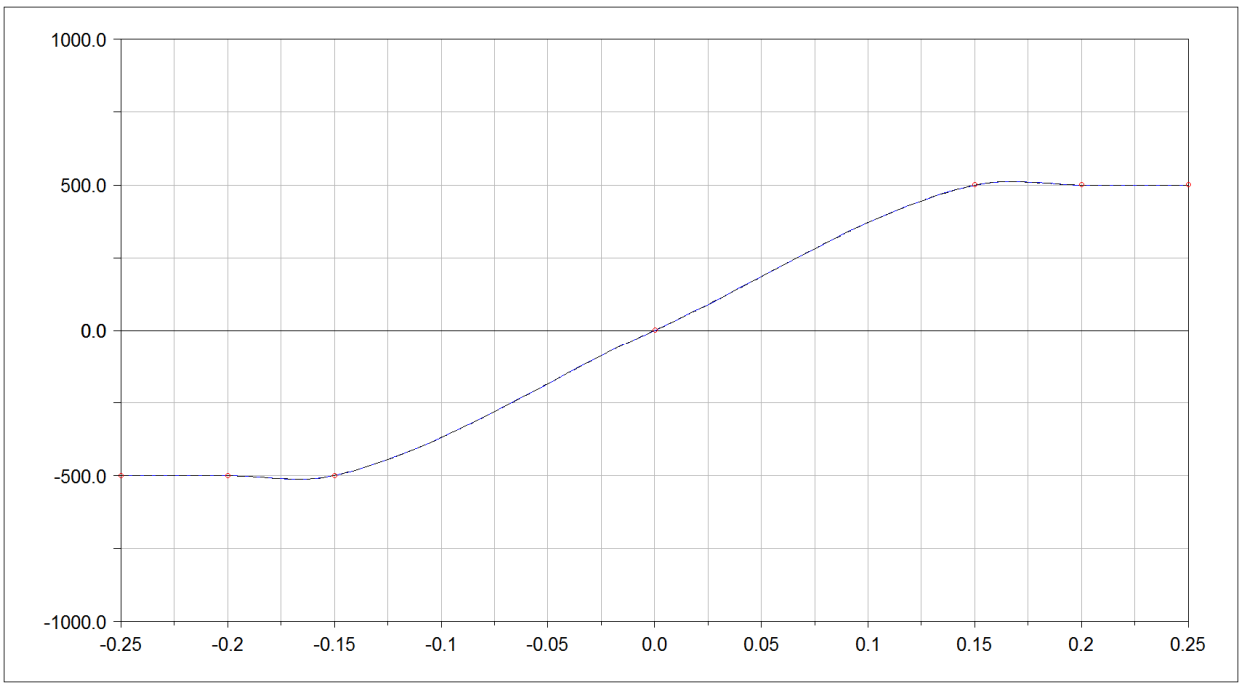
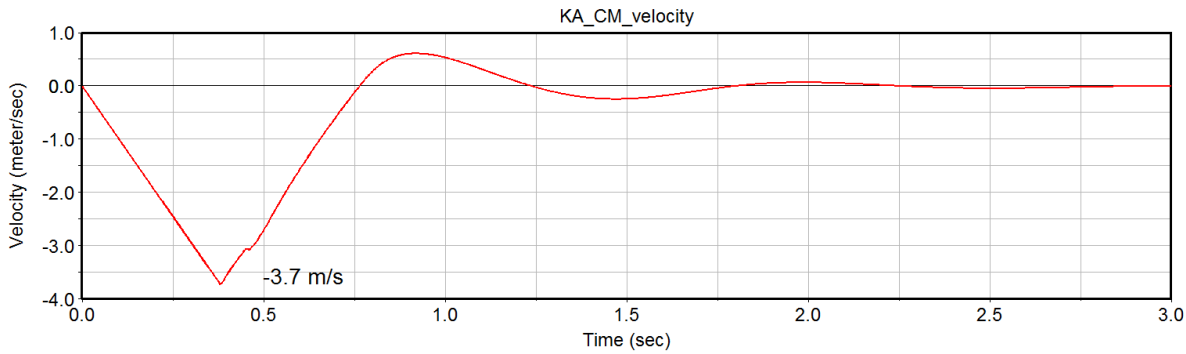
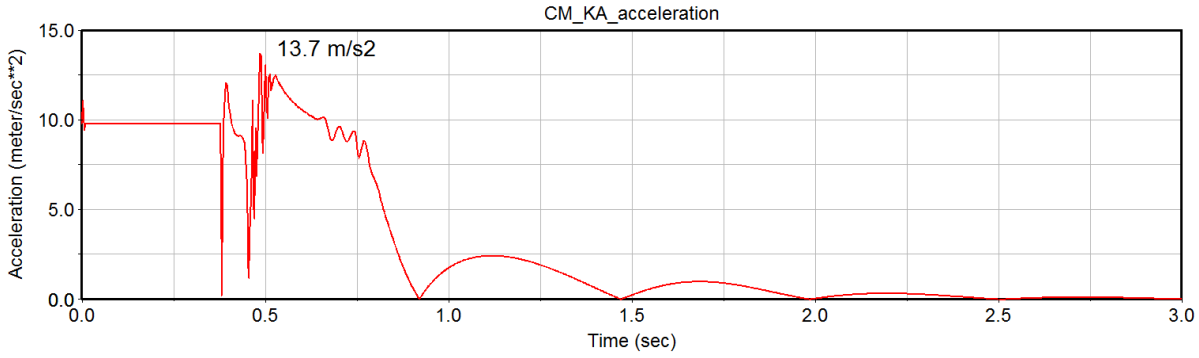


Рис. 6. График зависимости жесткости пружины, моделирующий пластический шарнир

Результаты этого расчета представлены на рис 7-9. В этом случае время переходного процесса длится около 3,0 с, скорость центра масс КА при касании с Землей равна 3,7 м/с^2. Перегрузка ЦМ порядка 1,4 g (13,7 м/с^2), максимальный ход амортизатора равен 0,09 м, максимальная сила в амортизаторе равна 70000 Н. Максимальный угловой ход лимитера равен 112 град. Различия в конфигурации опоры после приземления для двух случаев показаны на рис. 10.

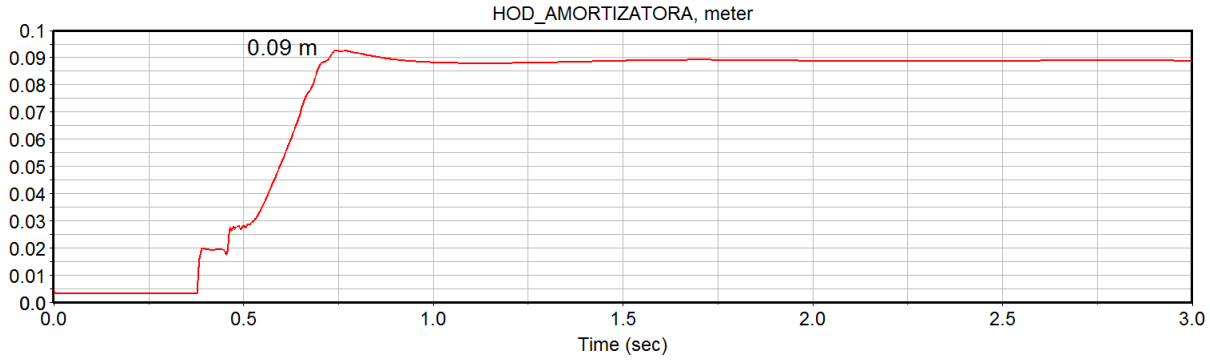


а)

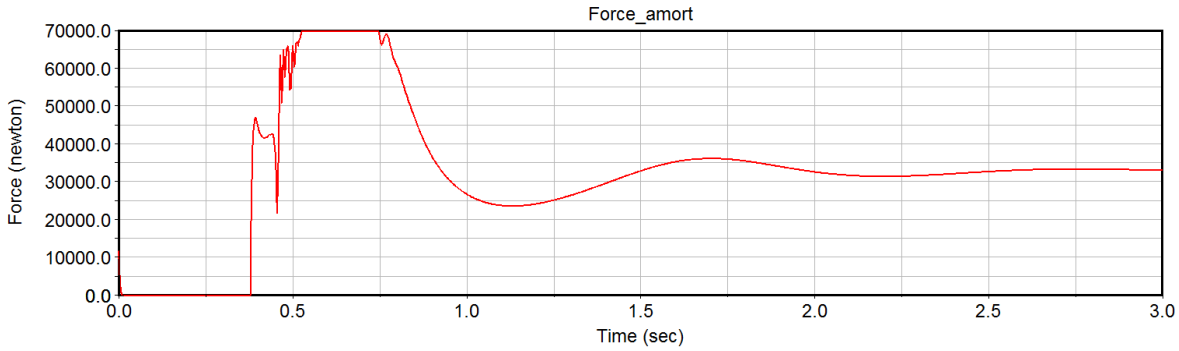


б)

Рис. 7. Кинематические параметры: а) скорость центра масс ВА в зависимости от времени; б) ускорение центра масс ВА в зависимости от времени



а)



б)

Рис. 8. Параметры амортизатора: а) ход амортизатора в зависимости от времени; б) сила амортизатора в зависимости от времени

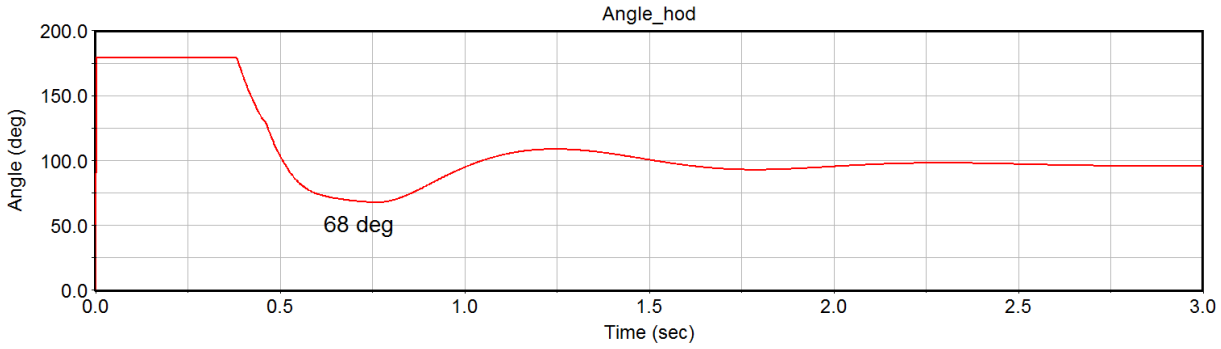
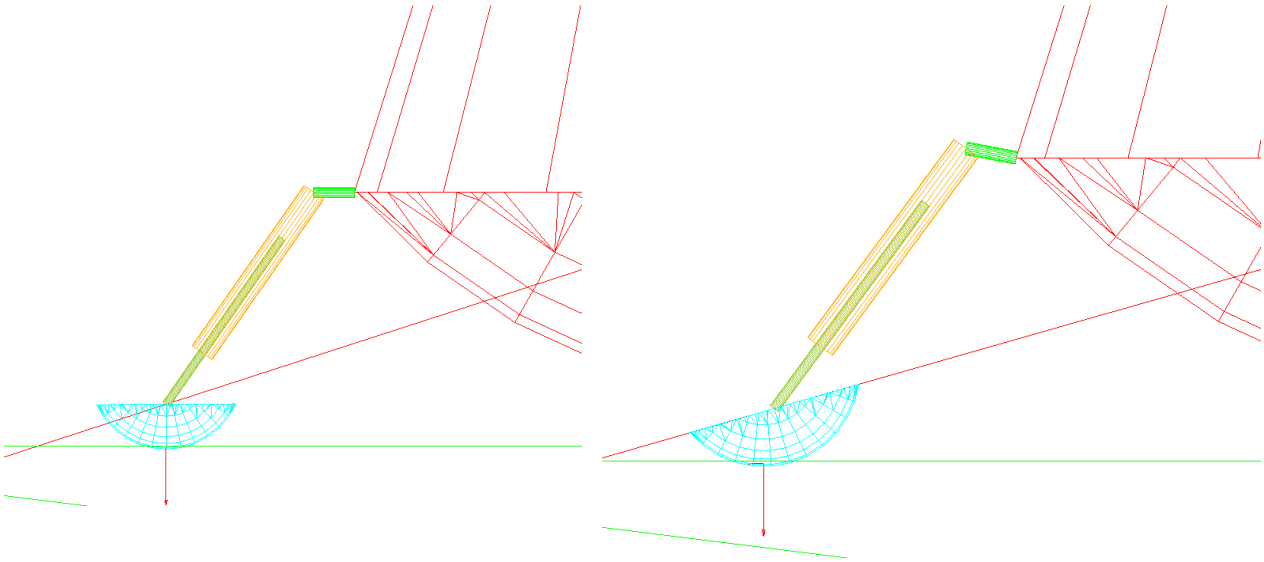


Рис. 9. Угловой ход лимитера в зависимости от времени



а) б)

Рис. 10. Конечное положение ВА после приземления а) первый расчетный случай; б) второй расчетный случай

Заключение

Рассматривая два расчетных случая конструкции данной модели ВА с ПУ и сравнивая результаты видно, что в первом расчетном случае перегрузка на ВА равняется примерно 2,3g, а во втором расчетном случае – 1,4g. Очевидно, что перегрузка снизилась на 40%. По полученным результатам можно сделать вывод, что лимитер является необходимым и важным элементом конструкции многоразового спускаемого аппарата, который необходимо учитывать при моделировании динамики посадки. Ограничитель нагрузки поглощает часть энергии удара при посадке, вследствие чего уменьшается перегрузка на бортовую аппаратуру и на возвращаемый аппарат в целом. Также лимитер является сменным элементом конструкции, что является огромным преимуществом

данной конструктивной схемы. Корпус КА остается без дефектов, что позволяет многократно использовать спускаемый космический аппарат.

Список литературы

1. Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978. 159 с.
2. Борзых С.В., Воронин В.В., Щиблев Ю.Н. Анализ динамики процесса посадки для различных схем опор посадочного устройства возвращаемого аппарата // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 4 (42). С. 86-93.
3. Pohlen J. C., Maytum B. D., Ramsey I. W., Blanchard U. J. The Evolution of the Viking landing gear // 10th Aerospace Mechanisms Symposium. 1976. P. 218-228.
4. Воронин В.В. Выбор энергетических характеристик амортизатора механического посадочного устройства возвращаемого космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 1 (70). С. 95-102.