

УДК 629.015

Разработка методики детектирования и анализа грубых посадок самолёта на основе численного моделирования происшествия

Рыбин А. В.

Конструкторское бюро «Туполев», набережная Академика Туполева, 17,

Москва, 105005, Россия

e-mail: avr-pbox.@yandex.ru

Аннотация

Распространённая на сегодняшний день методика оценки повреждений и принятия решения о дальнейшей судьбе самолёта после совершения им грубой посадки основывается на двух параметрах (перегрузка в центре тяжести и масса) и в некоторых случаях может быть весьма ненадёжной. В работе представлено существенное усовершенствование методики определения повреждений введением в рассмотрение широкого спектра параметров, определяющих условия приземления. Метод разрабатывается и тестируется на основе упруго-массовой модели самолёта Ту-204СМ, с учётом всех существенных нелинейных процессов в системе амортизации. Расчёты выполнены в системе MSC.Adams. Основной целью работы является получение на основе анализа широкого спектра расчётных случаев зависимости нагрузок от условий приземления, позволяющей проводить по данным МСРП оценку состояния самолёта после приземления, уже не прибегая к математическому моделированию происшествия.

Ключевые слова: самолёт, грубая посадка, амортизация, MSC.Adams.

Введение

Решение о продолжении или остановки эксплуатации самолёта после грубой посадки принимается на основе анализа нагрузок, действовавших на планер во время удара – получил ли самолёт повреждения, несовместимые с дальнейшей эксплуатацией? Полученные повреждения можно оценить на основе величины действовавших на самолёт нагрузок. Эти нагрузки зависят от целого ряда параметров совершённой посадки (поступательные и угловые скорости, ориентация самолёта, вес и центровка и др.).

На сегодняшний день широко распространённой практикой является оценка этих нагрузок на основе только двух посадочных параметров: веса самолёта G и вертикальной перегрузки в центре тяжести n_y (см. Рис. 1).

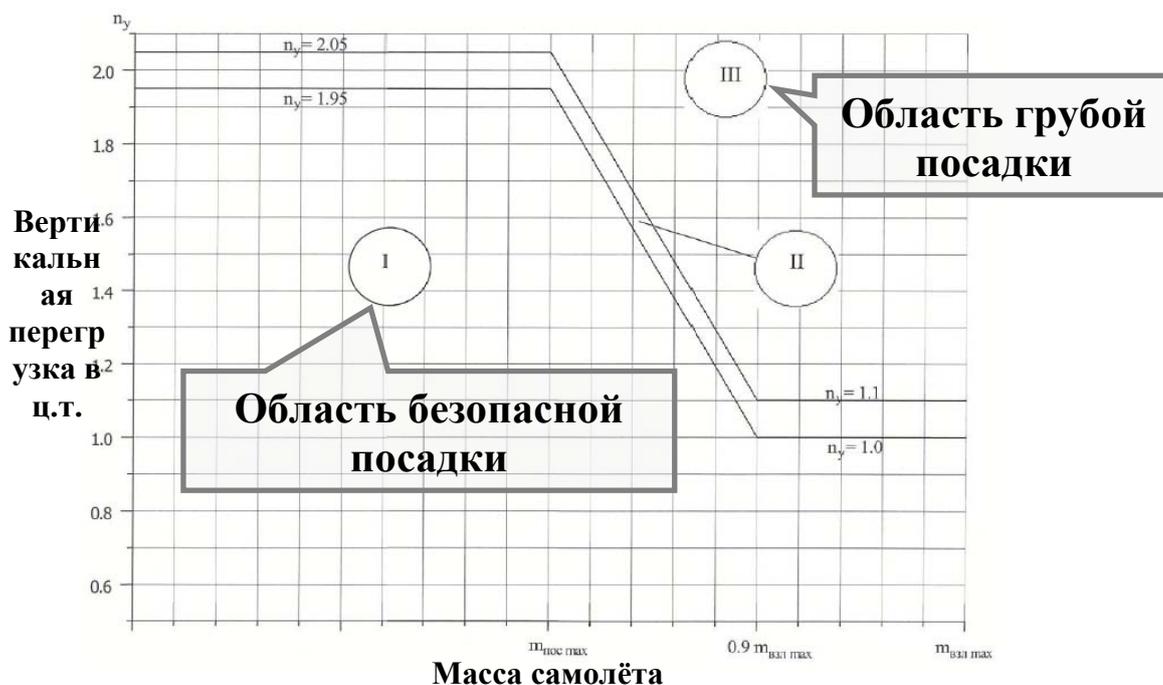


Рис. 1 Критерий определения грубой посадки самолёта Ту-204С

В таком приближении предполагается, что перегрузка несёт всю основную информацию об уровне действовавших нагрузок (являясь непосредственным результатом их действия, перегрузка выступает в качестве эквивалента нагрузок). Такой подход не всегда обеспечивает необходимую точность, ввиду того, что в некоторых случаях сложная комбинация силовых факторов может привести к наступлению предельного состояния отдельных узлов и агрегатов самолёта при уровне вертикальной перегрузки в центре тяжести ниже предельной.

Для повышения точности определения посадочных нагрузок (и надёжности детектирования грубой посадки) необходимо ввести в методику расчёта как можно больше начальных параметров, влияющих на посадочные нагрузки. Критерий грубой посадки должен быть сформулирован на основе данных о предельном состоянии критических элементов конструкции планера как обобщённой функции всех учитываемых начальных параметров.

С целью определения характера влияния начальных параметров на посадочные нагрузки в настоящей работе построена математическая модель упругого самолёта с системой шасси и амортизации. Модель позволяет достаточно точно определять действующие на планер нагрузки при любых условиях посадки (ориентация самолёта в пространстве, поступательные и угловые скорости, массовые характеристики). На основе расчётов по этой модели планируется собрать обширную информацию о возникающих в элементах конструкции планера напряжениях при посадках с различными начальными условиями. С помощью

многомерной интерполяции по результатам расчётов будет выведена зависимость состояния планера от условий посадки.

Математическое моделирование посадки самолёта

Моделирование процесса посадки самолёта основано на математической модели самолёта, состоящей из двух основных систем: упругий планер и стойки шасси с амортизаторами [1]. Деформации планера описываются суперпозицией собственных форм соответствующей конечно-элементной модели, построенной в системе MSC.Patran (см. Рис.2).

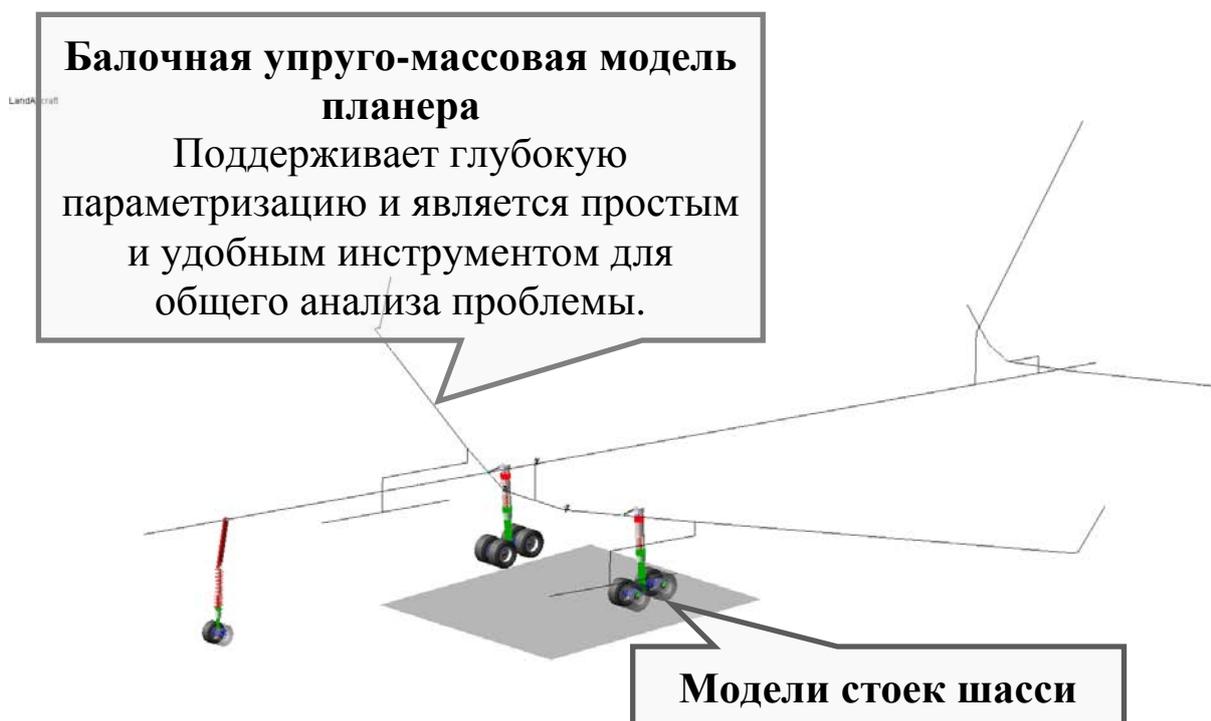


Рис. 2 Общий вид расчётной модели самолёта

Стойки шасси представляют собой жёсткие элементы, соединённые функциональными связями. Жёсткие элементы, представляющие конструкцию стоек и внутренние подвижные части механизмов системы амортизации (шток и плунжеры газовых камер) взаимодействуют между собой посредством упругого контакта (см. Рис. 3).

Упругие силы сжатия газа (адиабатный закон) и силы вязкого сопротивления демпферов (квадратичная зависимость силы от скорости протекания масла)

моделируются нелинейными связями. Объёмные модели колёс с пневматиками позволяют подробно описать взаимодействие с грунтом и передачу реакции самолёту при любой ориентации самолёта и скоростях движения (см. Рис. 4). Все расчёты проводились в системе интегрирования уравнений движения MSC.Adams.

Разработанная модель позволяет проводить моделирование посадки самолёта с учётом больших перемещений, упругости планера и всех основных нелинейных особенностей системы амортизации. Возможна любая комбинация начальных условий (ориентация самолёта, поступательные и угловые скорости, распределение массы по планеру и т.д.).

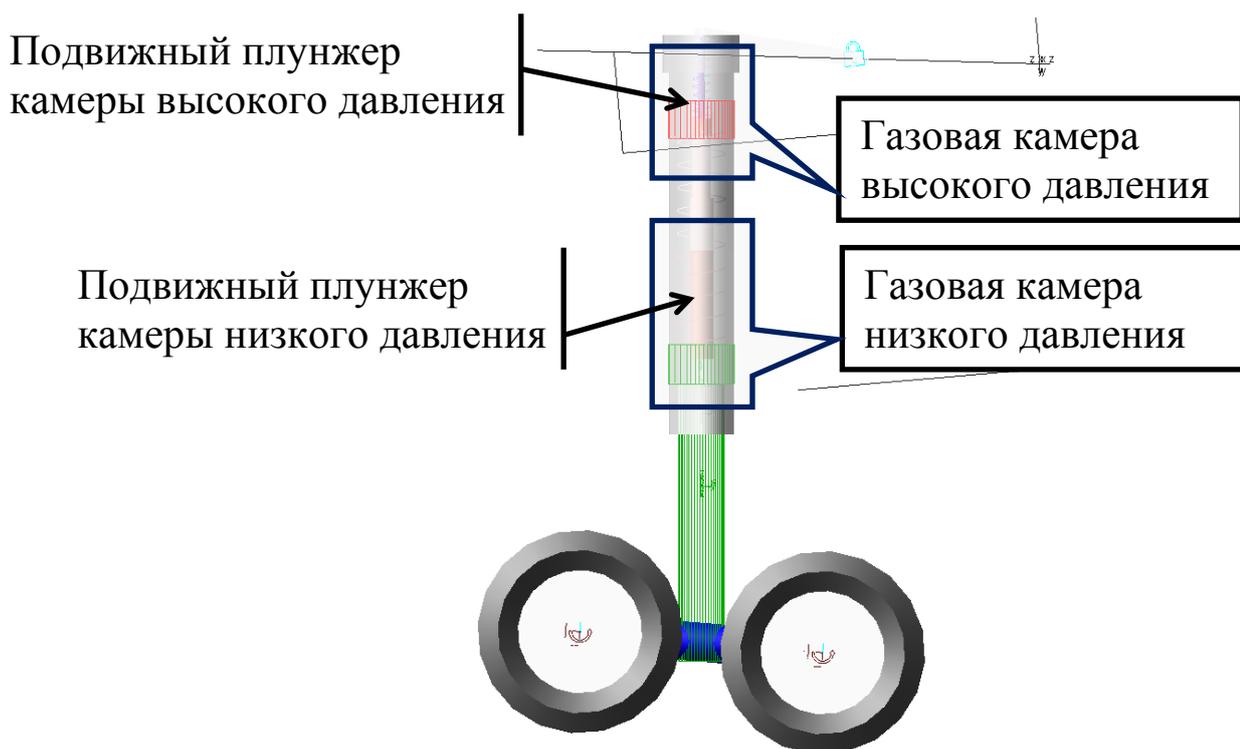


Рис. 3 Модель двухкамерного амортизатора основной опоры шасси

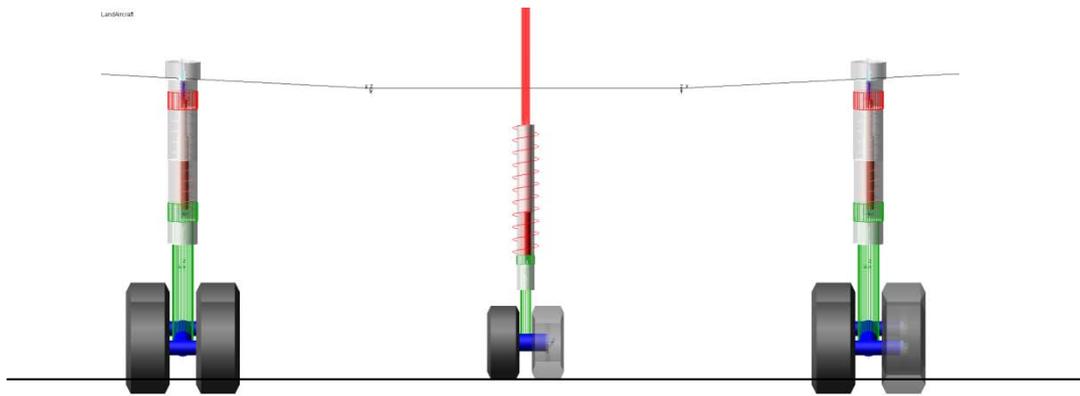


Рис. 4 Модели стоек шасси, вид спереди

Сравнение результатов расчёта посадки жёсткого планера с имеющимися экспериментальными данными копровых сбросов основной стойки шасси (изменение величины реакции в процессе удара) показывает достаточно близкие результаты (см. Рис. 5). Имеющиеся несоответствия будут проанализированы в течении дальнейшей работы над проектом.

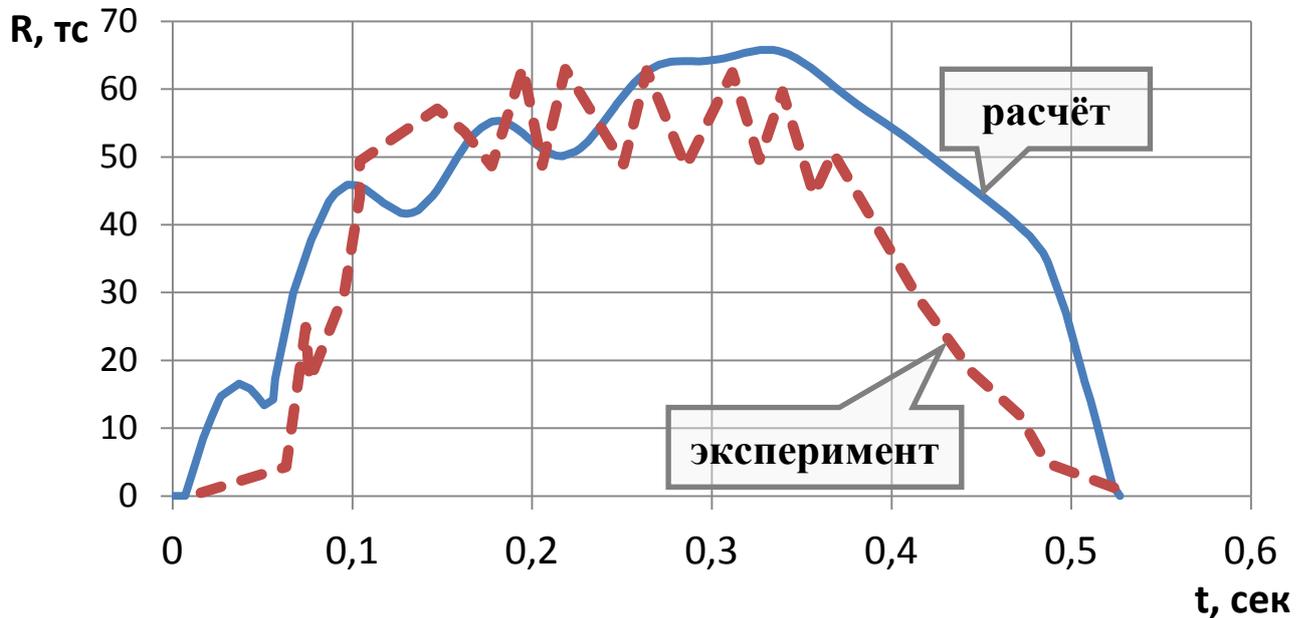


Рис. 5 Копровые сбросы: эксперимент и расчёт Adams

Пример некорректного анализа грубой посадки по традиционной методике

Ниже приведены два расчётных случая посадок, которые демонстрируют возможность допущения ошибки определения нагрузок на планер при использовании традиционной методике. На рис.6 видно, что при увеличении крена до 5° максимальная перегрузка уменьшается, в то время как максимальный изгибающий момент в корневом сечении крыла наоборот возрастает. В соответствии с традиционным подходом посадка с креном легче, чем симметричная. Расчёт показывает большую нагруженность крыла при посадке с креном.

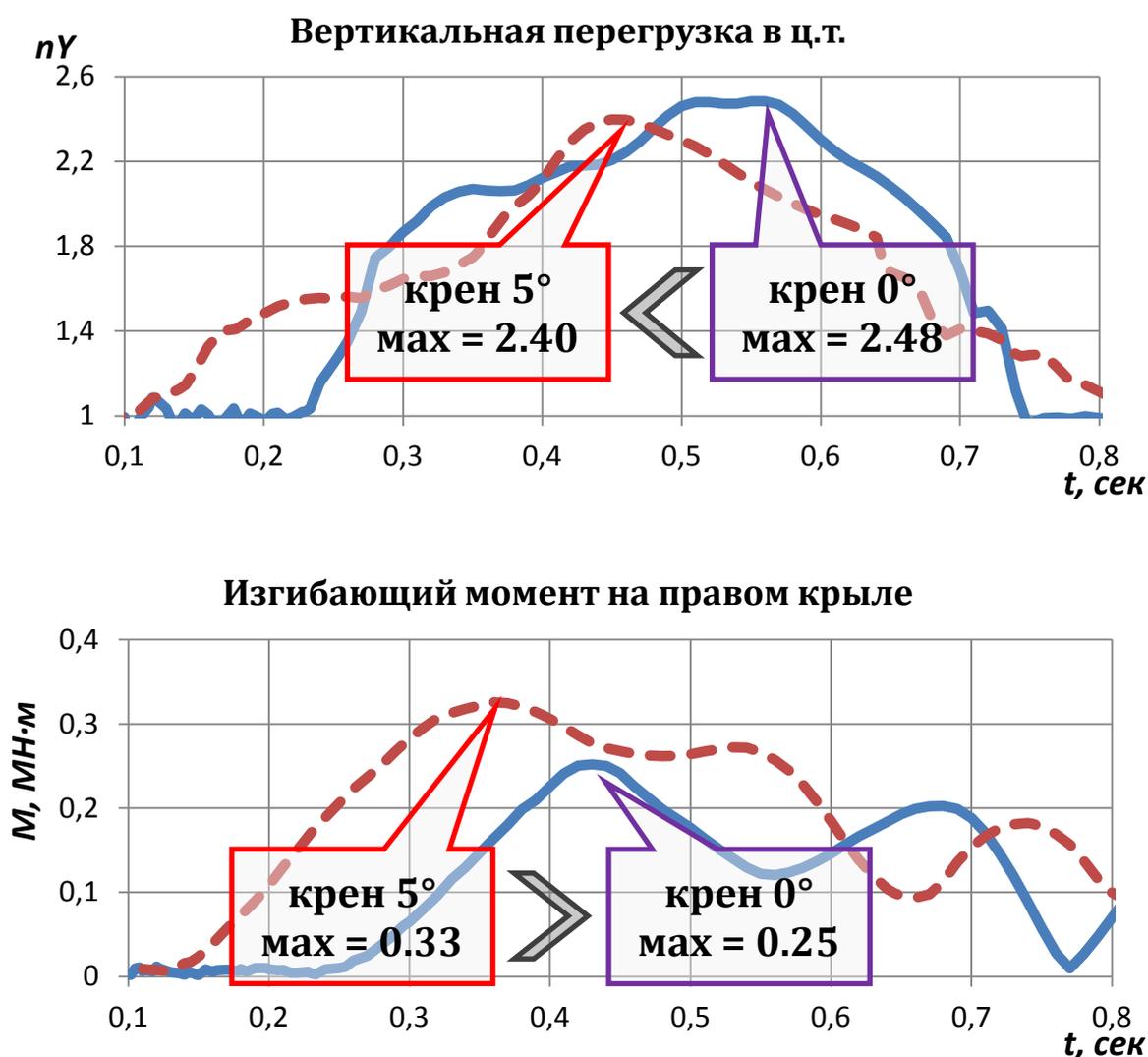


Рис. 6 Симметричная посадка и посадка с креном 5°

Построение области безопасной посадки

Область параметров безопасной посадки ограничивает те случаи приземления самолёта, при которых ни один из элементов конструкции не достигает своего предельного состояния. Обычно это условие отсутствия остаточных деформаций или их малость. Сформулировав таким образом критерий безопасной посадки, можно определить набор критических мест конструкции, для которых будет проверяться выполнение этого критерия. В качестве первого приближения это могут быть целые агрегаты самолёта (крыло, фюзеляж, оперение и т.д.), далее можно уточнять проверку, вводя в анализ более мелкие элементы конструкции (стрингеры, нервюры, шпангоуты, фитинги).

Состояние каждого элемента является, в конечном счете, функцией действующих на него нагрузок, а они – функцией начальных условий в задаче решения системы уравнений движения самолёта. Такая функция может быть получена построением интерполяции по результатам серии численных расчётов посадок при различных начальных условиях. Этими варьируемыми начальными условиями могут быть:

1. Вертикальная, горизонтальная и боковая скорости поступательного движения,
2. Три угловые скорости самолёта,
3. Ориентация самолёта в момент касания земли (три угла ориентации)
4. Масса и положение центра тяжести (несколько вариантов загрузки самолёта).

Если каждая переменная может принимать, например, три величины, то десять перечисленных выше переменных образуют 59049 расчётных случаев. Такой

довольно ресурсоёмкий численный расчёт позволит получить искомую интерполяционную зависимость посадочных нагрузок от условий приземления.

Выводы

Проведённые (пока предварительные) исследования показывают (см. Рис.6), что в эксплуатации могут возникать ситуации, при которых применяемая сегодня методика не может надёжно детектировать опасные для конструкции грубые посадки. Разработанный подход на основе численного расчёта позволяет получить для данного типа самолёта достаточно точную зависимость нагрузок при посадке от условий приземления. Такая зависимость позволит надёжнее выявлять повреждённость элементов конструкции планера по данным МСРП непосредственно после приземления без привлечения разработчика и проведения численного моделирования инцидента, что значительно повысит оперативность принятия решений и эффективность эксплуатации воздушного судна.

Библиографический список

1. Рыбин А. В. Исследование динамики посадки пассажирского самолёта // Электронный журнал «Труды МАИ», 2014, № 74:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49196> (дата публикации 25.04.2014).