Задача оптимального управления параметрами амортизационных стоек самолета при взлете и посадке

© В.Н. Наумов¹, В.А. Брусов², Д.А. Чижев^{1,2}

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

²ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, Московская область, 140180, Россия

Шасси является одним из важных узлов летательного аппарата. Во время эксплуатации самолета его пробег по взлетно-посадочной полосе может достигать 200 тыс. км. Для увеличения срока службы шасси, уменьшения перегрузок на планер самолета, повышения безопасности разбега, пробега и эксплуатации самолетов на полосах различного класса целесообразно предусмотреть возможность регулирования, в том числе во время взлета и посадки, амортизационных характеристик стоек шасси летательного аппарата.

Ключевые слова: шасси, самолет, управление, амортизационные характеристики, взлетно-посадочная полоса, демпфирование, жесткость.

Для обеспечения безопасной эксплуатации самолетов с колесным шасси в малоосвоенных и труднодоступных регионах необходимо существенное улучшение наземной проходимости и взлетно-посадочных характеристик самолетов. Выполнение этих условий позволит резко снизить требования к качеству и обслуживанию взлетно-посадочных полос (ВПП), уменьшить их длину, во много раз сократить затраты на создание и содержание аэродромов, что очень важно при реализации полетов по малонагруженным линиям.

Шасси предназначено не только для восприятия посадочных ударов во время требуемых в настоящее время 25 тыс. взлетов-посадок [1]. За календарный срок службы пассажирские и транспортные самолеты проходят по ВПП более 200 тыс. км, что может привести к значительным повреждениям как шасси, так и других агрегатов планера самолета [2, 3].

С учетом этих обстоятельств еще на этапе проектирования возникает задача выбора параметров амортизационных стоек шасси (и их сочетаний), обеспечивающих оптимальное восприятие не только ударов при посадке, но и минимально возможную нагруженность стоек шасси и планера самолета в целом в процессе перемещения самолета по ВПП с характерными неровностями.

Динамическую нагруженность планера самолета можно снизить также за счет управляемого изменения в процессах взлета и посадки демпфирующих и амортизационных свойств стоек шасси. Изменения коэффициентов жесткости и демпфирования амортизационных стоек

самолета позволяют осуществлять его разбег и пробег по неподготовленным и элементарно подготовленным ВПП без превышения допустимого уровня динамических нагрузок.

Исследования нагруженности планера самолета проведены расчетным путем с использованием схемы, показанной на рис. 1. Были приняты следующие допущения:

1) движение самолета на полосе рассматривается в продольно-вертикальной плоскости $x_g O y_g$, высота неровностей ВПП в поперечной плоскости одинакова;

2) учитываются как вертикальные составляющие сил и моментов, так и силовые воздействия в продольной плоскости (полностью учитывается аэродинамика самолета, а также силы сопротивления при контакте, пневматика колеса с поверхностью ВПП);

3) планер самолета считается жестким, эффекты аэроупругости не учитываются;

4) сила, действующая со стороны j -й опоры стойки на планер самолета: $R_{ст j} = c_j y_{ст j} + k_j \dot{y}_{ст j}$, где c_j — коэффициент жесткости j -й стойки; k_j — коэффициент демпфирования j -й стойки; $y_{ст j}$ — вертикальное перемещение гидроцилиндра j -й амортизационной стойки от начального положения (в математической модели выполнено ограничение хода гидроцилиндра каждой стойки самолета от 0 до $y_{ст j \max}$);

5) аэродинамика самолета описывается следующими силами и моментами: $X_a = c_x \frac{\rho v_x^2}{2} s$, $Y_a = c_y \frac{\rho v_x^2}{2} s$ — силы аэродинамического сопротивления по осям $O x_g$ и $O y_g$, где c_x, c_y — суммарные коэффициенты аэродинамического сопротивления по продольной и вертикальной осям; ρ — плотность воздуха; V_x — продольная скорость самолета; s — площадь крыла; $M_{за} = m_z \frac{\rho v_x^2}{2} s b_a$ — момент аэродинамического сопротивления, где m_z — суммарный моментный коэффициент аэродинамического сопротивления; b_a — средняя аэродинамическая хорда крыла;

6) составляющие деформации шин колес амортизационных стоек линеаризованы: $\varepsilon_{ш j} = k_{ш j} R_{ст j}$ — деформация шины j -й стойки;

7) деформация грунта под каждым шасси $\varepsilon_{гр j} = \frac{R_{ст j} D_{к j}}{D_{к j}^2 B_{к j}^2 \sigma^2 m}$, где

$D_{к j}, B_{к j}$ — диаметр и ширина j -го колеса; σ — жесткость поверхности взлетно-посадочной полосы; m — коэффициент, учитывающий деформацию шины (зависит от σ).

Систему уравнений, которая описывает движение самолета в плоскости $x_g O y_g$, можно представить в следующем виде [4]:

$$\begin{aligned} m\ddot{y}_{g \text{ ц.т}} &= G_y + Y_a + \sum_{j=1}^3 R_{\text{ст } j}; \\ I_z \ddot{\Theta} &= M_{z a} + \sum_{j=1}^3 [R_{\text{ст } j} x_{\text{ст } j}] - \sum_{j=1}^3 [f_j R_{\text{ст } j} L_{y j}] - Th; \\ m \ddot{x}_{g \text{ ц.т}} &= T + G_x - X_a - \sum_{j=1}^3 [f_j R_{\text{ст } j}]. \end{aligned}$$

Здесь и далее обозначено: $y_{g \text{ ц.т}} \equiv y$; $\dot{y}_{g \text{ ц.т}} \equiv \dot{y}$; $\ddot{y}_{g \text{ ц.т}} \equiv \ddot{y}$; $x_{g \text{ ц.т}} \equiv x$; $\dot{x}_{g \text{ ц.т}} \equiv \dot{x}$; $\ddot{x}_{g \text{ ц.т}} \equiv \ddot{x}$.

В эту систему уравнений входят следующие величины: $G_x = mg \sin \vartheta$ — сила тяжести, спроецированная на ось Ox_g ; $G_y = -mg \cos \vartheta$ — сила тяжести, спроецированная на ось Oy_g ; T — суммарная тяга маршевых двигателей летательного аппарата; f_j — коэффициент сопротивления j -го колеса при касании опорной поверхности; $x_{\text{ст } j}, L_{y j}$ — координаты колесного шасси относительно центра масс самолета в связанной системе координат (см. рис. 1); $j = 1, 2, 3$ — номер амортизационной стойки.

Рис. 1. Расчетная схема движения самолета по ВПП с неровностями

Перемещение штока гидроцилиндра j -й стойки $y_{\text{ст } j}$ можно задать через перемещение центра тяжести самолета, профиль неровности, а также обжатие грунта и самого колеса шасси (см. рис. 1):

$$y_{\text{ст } j} = a + L_{\text{ст } 0 j} - y - x_{\text{ст } j} \sin \vartheta + \frac{D_{k j}}{2} - \varepsilon_{\text{гр } j} - \varepsilon_{\text{ш } j} + y_{\text{пр } j}.$$

По одной из методик высота неровностей опорной поверхности полосы ВПП задается гармонической функцией [2]:

$$y_{npj} = \frac{H_{\max}}{2} \left[1 - \cos \left(\frac{2\pi v_x}{L} t + \varphi_j \right) \right],$$

где $\varphi_j = \frac{2\pi x_{стj}}{L}$ — отставание по фазе для j -й стойки относительно центра тяжести самолета. Соотношение высоты неровности и ее длины определяют из графика (рис. 2). При этом выделяют три класса ВПП: А — с твердым покрытием (хорошо подготовленные, например бетонные); Б — элементарно подготовленные; В — неподготовленные.

Рис. 2. Классификация ВПП по длине и высоте неровностей

Исследования по разработке методики и алгоритмов управления характеристиками амортизационных стоек шасси при разбеге и пробеге по неровной ВПП выполнены на примере самолета с характеристиками, близкими к характеристикам самолета Ту-334 [5]. Самолет имеет трехопорную систему шасси. В качестве параметров шасси, которые можно изменять во время посадки или взлета самолета, использовали коэффициенты жесткости и демпфирования стоек.

При разработке метода оптимального управления характеристиками амортизационных стоек самолета рассмотрены четыре конфигурации шасси самолета (таблица). При этом основным критерием

качества управления была выбрана вертикальная перегрузка в центре тяжести планера самолета.

Варианты шасси самолета

Вариант шасси	Параметр шасси	
	Коэффициент жесткости	Коэффициент демпфирования
1	$c_j = \text{const}$	$k_j = \text{const}$
2	$c_j = c_{0j} + k_{c_j} \ddot{y} t h \frac{t}{t_{\max 1}}$	$k_j = \text{const}$
3	$c_j = \text{const}$	$k_j = k_{0j} + k_{k_j} \ddot{y} t h \frac{t}{t_{\max 2}}$
4	$c_j = c_{0j} + k_{c_j} \ddot{y} t h \frac{t}{t_{\max 1}}$	$k_j = k_{0j} + k_{k_j} \ddot{y} t h \frac{t}{t_{\max 2}}$

В таблице обозначено: k_{c_j}, k_{k_j} — коэффициенты обратной связи; $t_{\max 1} = 2 \text{ с}$ — время изменения коэффициента жесткости шасси (изменение объема гидропневмоаккумулятора и давления его запитки); $t_{\max 2} = 5 \cdot 10^{-3} \text{ с}$ — время изменения коэффициента демпфирования шасси (изменение диаметра дросселирующего отверстия).

Выполнено моделирование движения самолета с постоянной скоростью v_x по ВПП трех классов. При этом высота неровностей $y_{\text{пр } j}$ зависела от длины L , равной 50, 100, 150 и 200 м.

В результате расчетных исследований с помощью описанной математической модели идентифицировано влияние основных параметров амортизационных стоек на нагруженность планера самолета при разбеге и пробеге по ВПП разных классов.

Показано, что параметры стоек шасси, которые, как правило, выбирают исходя из условия поглощения посадочного удара, не всегда обеспечивают приемлемое демпфирование возмущения от неровностей полосы ВПП (для грузовых и пассажирских самолетов, эксплуатируемых только на бетонных полосах класса А). Например, при движении по ВПП сила гидравлического сопротивления демпфера стойки шасси должна быть больше, чем в момент посадки самолета.

Определены максимальные значения перегрузок в зависимости от скорости движения самолета по ВПП разных классов (рис. 3): для класса А $n_{y \max} = 0,42$, для класса Б — 2,2, для класса В — 4,3.

Рис. 3. Максимальные значения амплитуды вертикальной перегрузки в центре тяжести планера самолета в зависимости от продольной скорости v_x и класса ВПП. Обозначения: сплошная красная линия — самолет с нерегулируемым вариантом шасси № 1; сплошная зеленая линия — самолет с регулируемым вариантом шасси № 3 и 4 (управление за счет изменения коэффициентов демпфирования стоек); пунктирная синяя линия — самолет с регулируемым вариантом шасси № 2 (управление за счет изменения коэффициентов жесткости стоек)

Расчетные исследования показали, что нагруженность самолета при разбеге и пробеге можно снизить путем управления характеристиками амортизационных стоек шасси. В частности, за счет изменения коэффициента демпфирования вертикальные перегрузки уменьшаются на 10...25 % в зависимости от класса ВПП и скорости самолета. При этом управление за счет изменения коэффициентов жесткости стоек шасси при движении самолета по ВПП с неровностями гармонического профиля нецелесообразно в связи с большой постоянной времени изменения жесткости шасси (этот процесс связан с изменением объема пневмоаккумулятора шасси и давления его запитки). Управление таким образом может быть эффективным при единичных неровностях на полосе, представляющих опасность для самолета. Тогда летчик с использованием приборов визуального наблюдения (в том числе путем предварительного сканирования

ВПП) может заранее (за 5...10 с) настроить жесткость шасси по мере приближения к неровности.

Установлено также, что разбег самолета с нерегулируемыми характеристиками амортизационных стоек по ВПП классов Б и В можно разбить по критерию динамической нагруженности на три этапа (см. рис. 3):

1) $v_x = 10...25$ м/с, вертикальные перегрузки не превышают допустимых значений, частота колебаний фюзеляжа совпадает с частотой встречи с неровностями полосы ВПП;

2) $v_x = 20...60$ м/с, вертикальные перегрузки превышают допустимые значения по нормам АП-25 [1], частота колебаний фюзеляжа не во всех случаях совпадает с частотой встречи с неровностями полосы ВПП. Необходимо изменять коэффициенты жесткости и демпфирования амортизационных стоек в режиме реального времени разбега или пробега;

3) $v_x = 60...90$ м/с, вес самолета «разгружен» подъемной силой, вертикальные перегрузки не превышают допустимых значений, частота колебаний фюзеляжа изменяется, при приближении к взлетной скорости начинает совпадать с частотой встречи с неровностями полосы ВПП. При необходимости возможно эффективное управление органами горизонтального и вертикального оперения.

По мнению авторов, проведенные теоретические исследования могут быть полезны на этапе проектирования шасси самолета, а также при выборе его схемы и параметров.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Авиационные правила. Ч. 25: Нормы летной годности самолетов транспортной категории*. Москва, МАК, 1994, 322 с.
- [2] Влияние эксплуатации самолета с неровных аэродромов на конструкцию шасси. *Новости зарубежной науки и техники. Сер. Авиационная и ракетная техника*. Москва, 1987, № 15, с. 1–27.
- [3] Кутелев М.М. Математическая модель системы самолет — шасси — взлетно-посадочная полоса. *Методы исследования при создании современных самолетов*, 1986, № 2, с. 51–58.
- [4] Белоус А.А. Амортизация шасси с рычажной подвеской колеса. *Тр. ЦАГИ*. 1949, № 678, 67 с.
- [5] Пятин А.И. *Динамика полета и пилотирование самолета Ту-154*. Москва, Воздушный транспорт, 1994, 120 с.

Статья поступила в редакцию 10.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Наумов В.Н., Брусов В.А., Чижов Д.А. Задача оптимального управления параметрами амортизационных стоек самолета при взлете и посадке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 10. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/transport/979.html>

Наумов Валерий Николаевич родился в 1941 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1965 г. Д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Многоцелевые гусеничные машины и мобильные роботы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный деятель науки РФ, лауреат Премии Президента РФ. Автор более 300 публикаций в области транспортного машиностроения. e-mail: naumov-m9@yandex.ru

Брусов Василий Андреевич родился в 1984 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2007 г. Канд. техн. наук, старший научный сотрудник ФГУП «ЦАГИ». Автор более 50 публикаций в области гидропневмоавтоматики и авиастроения. e-mail: vasyab2@rambler.ru

Чижов Дмитрий Александрович родился в 1986 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2009 г. Канд. техн. наук, инженер ФГУП «ЦАГИ», ассистент кафедры «Многоцелевые гусеничные машины и мобильные роботы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 70 публикаций в области авиастроения и транспортного машиностроения. e-mail: tankist_83@mail.ru