

УДК 629.735.33.015.4.2

РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ВЫБОРУ РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ СТОЕК ШАССИ САМОЛЁТОВ

© 2012 А. М. Гарин, В. И. Воробьев

Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина, г. Новосибирск

Обсуждена проблема «шимми» носовой опоры шасси в связи с учётом температуры окружающей среды, упругости планера самолёта, люфтов в системе управления поворотом стойки. Представлены результаты оценки некоторых оптимальных параметров и сравнительных расчётов нагружения разных стоек шасси в процессе посадки самолёта. Исследовались четырёхколёсные основные опоры шасси.

Самолёт, шасси, амортизатор, стойка, посадка, шимми.

1. Необходимость обеспечения выбора рациональных схем стоек шасси самолётов с учётом конструкционных, эксплуатационных, технологических и других факторов, влияющих на функциональные характеристики посадочных устройств, предполагает анализ и усовершенствование расчётных методов и средств устранения самозбуждающихся колебаний различного типа стоек шасси самолётов, разработку рекомендаций по выбору рациональных схем стоек для снижения нагрузок на конструкцию шасси и планера самолёта при посадочном ударе и других наземных режимах движения. Необходимость поиска причин возникновения автоколебаний вызвана особенностями технического состояния стоек шасси в процессе эксплуатации. К числу таких факторов нужно отнести люфты. Определенное влияние на возникновение автоколебаний оказывают изменение трения в поворотных частях стойки, рост дисбаланса колёс из-за износа покрышек, наличие воздуха в полости демпфера и др.

Приведены результаты расчёта границ устойчивости движения (границ шимми) передней стойки шасси без учёта и с учётом упругости планера и результаты расчёта границ шимми для режима «ориентирование» с учётом температуры окружающей среды при значениях коэффициента демпфирования h , соответствующих нормальной ($+20^\circ \text{C}$), повышенной ($+60^\circ \text{C}$) и пониженной температуре (-60°C).

В качестве основы для расчёта использованы уравнения шимми, полученные М. В. Келдышем для жёсткого самолёта, и дополненные В. С. Гоздеком членами, учитывающими упругость стойки на кручение. Уравнения движения получены в соответствии с гипотезой, предполагающей отсутствие скольжения пневматика колеса. Система уравнений шимми дополнена уравнениями движения упругого самолёта в обобщённых координатах, учитывающими кручение и изгиб фюзеляжа с симметричным и антисимметричным движением стойки шасси по отношению к фюзеляжу, а также моментами сил инерции в уравнениях колебаний стойки, отражающими движение упругого самолёта. В уравнениях неголономных связей учтено отклонение центра контакта пневматика от положения равновесия за счёт упругих деформаций самолёта и изменение кривизны линии качения пневматика за счёт деформации пневматика при кручении фюзеляжа.

На рис. 1—4 приведены результаты расчёта границ шимми передней стойки шасси без учёта и с учётом упругости планера при разных изгибных жесткостях стойки C_{psi} .

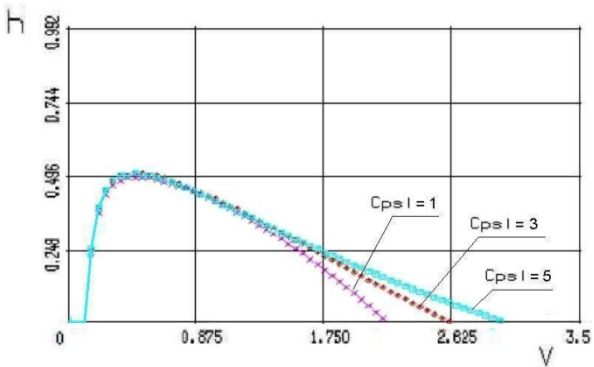


Рис. 1. Обжатие $S = 0$ мм. Жёсткий фюзеляж.

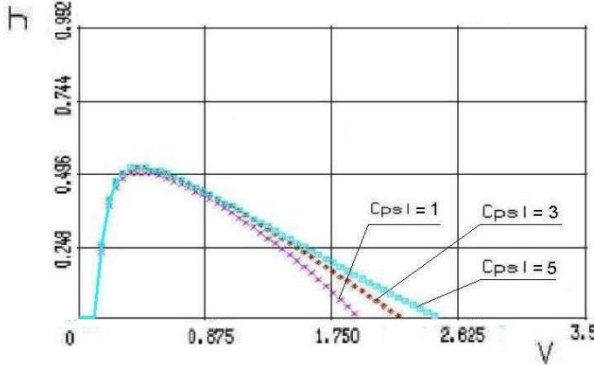


Рис. 2. Обжатие $S = 300$ мм. Жёсткий фюзеляж

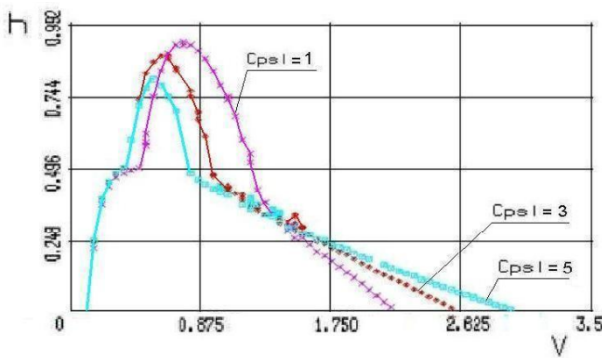


Рис. 3. Обжатие $S = 0$ мм. Упругий фюзеляж

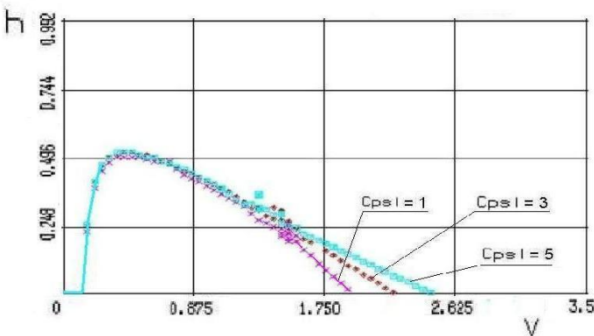


Рис. 4. Обжатие $S = 300$ мм. Упругий фюзеляж

2. На рис. 5—8 приведены результаты расчёта границ устойчивости движения ($C_\theta - V$) для режима «ориентирование» с учётом температуры окружающей среды при следующих безразмерных значениях коэффициента демпфирования h : 0,6

соответствует нормальной температуре ($+20^\circ \text{C}$); 0,4 соответствует повышенной температуре ($+60^\circ \text{C}$); 30,0 соответствует пониженной температуре (-60°C).

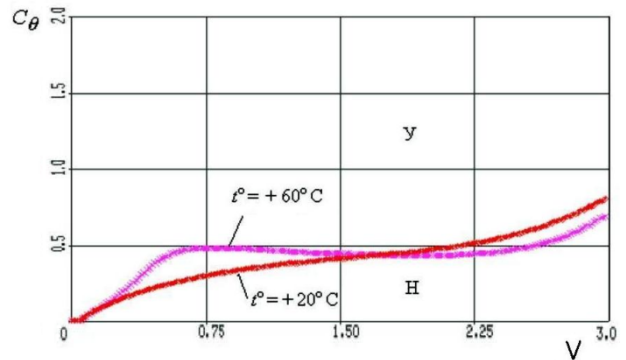


Рис. 5.

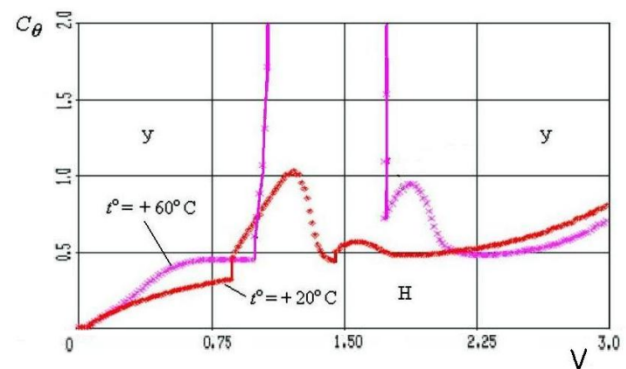


Рис. 6.

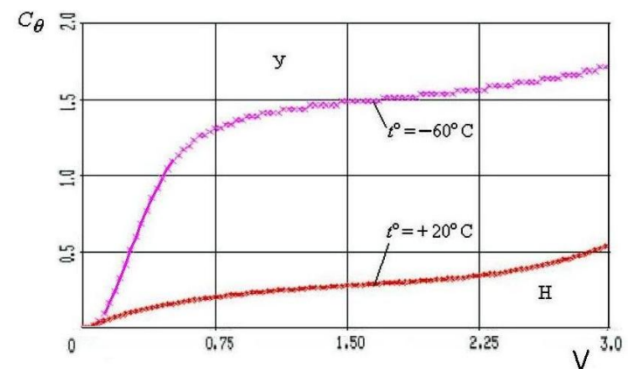


Рис. 7.

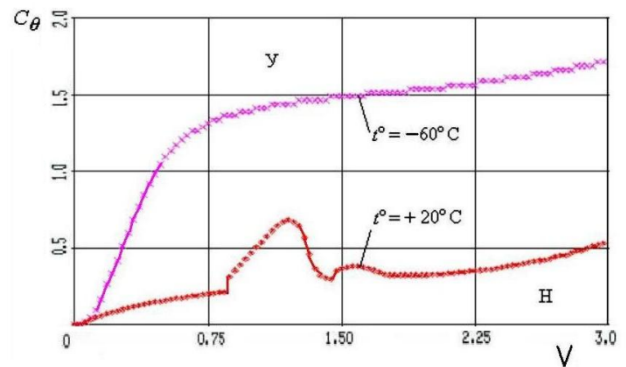


Рис. 8.

3. На рис. 9-12 приведены результаты расчётных исследований влияния люфтов в системе механической связи поворотной части на устойчивость движения стойки шасси.

Принятые допущения:

- Угловые колебания опоры шасси по гидравлике считаем гармоническими с меняющимися по времени амплитудой и частотой f . Однако за один период колебаний амплитуда и частота считаются постоянными.

- Все люфты в узлах поворотной части приведены к постоянному интегральному угловому люфту.

- Момент трения M_{tr} считается постоянным за период колебаний, хотя и предполагается, что он является функцией компонент амплитуды и частоты.

- Передаточный коэффициент от угла поворота опоры к перемещению штока демпфера известен и определён расчётом или экспериментально. Предполагается, что передаточный коэффициент является функцией скорости V движения по ВПП (или, иначе, функцией вертикальной силы P_y на опоре или подъёмной силы крыла Y) и при заданной скорости является константой.

- Потери энергии на упругом деформировании опоры предполагаются сравнительно малыми.

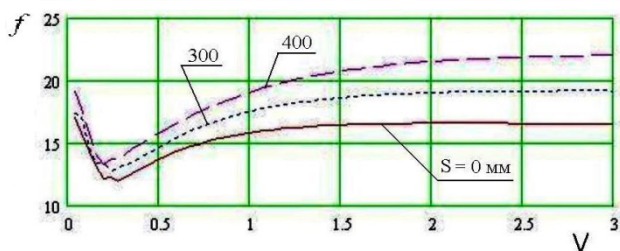


Рис. 9. Зависимость частоты шимми f , Гц от скорости V при разной обжатии амортизатора S

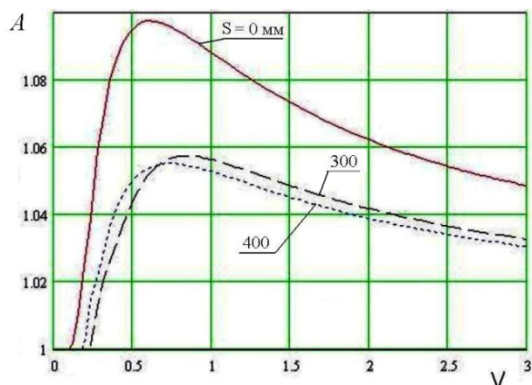


Рис. 10. Зависимость амплитуды A от скорости V при разной обжатии амортизатора S

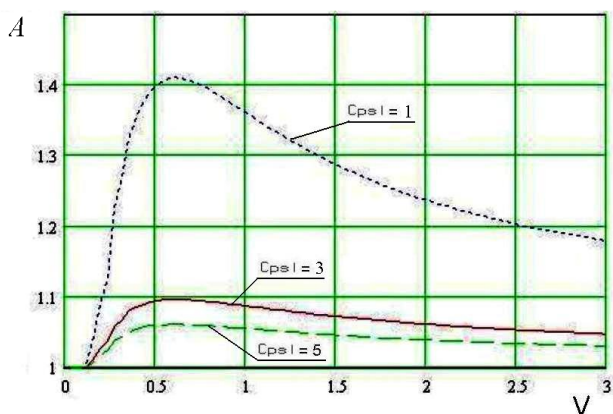


Рис. 11. Зависимость амплитуды A от скорости V при разной крутильной жёсткости C_{psi}

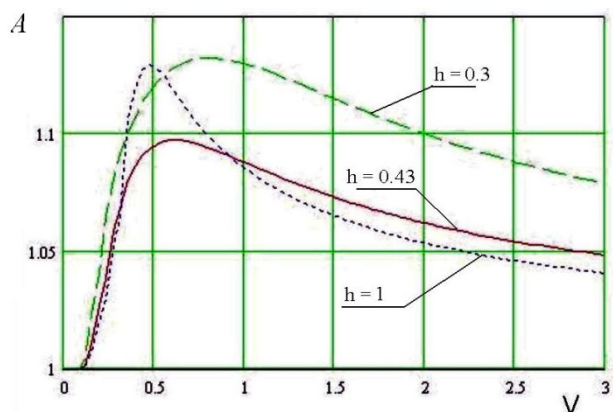


Рис. 12. Зависимость амплитуды A от скорости V при разных коэффициентах демпфирования h

4. На рис. 13 приведены результаты расчётных исследований по оптимизации конструктивных параметров тележечной стойки основного шасси средне-дальнего магистрального самолёта имеющей помимо стабилизирующего амортизатора триммер БЕ, включённый в состав системы шлиц-шарнира.

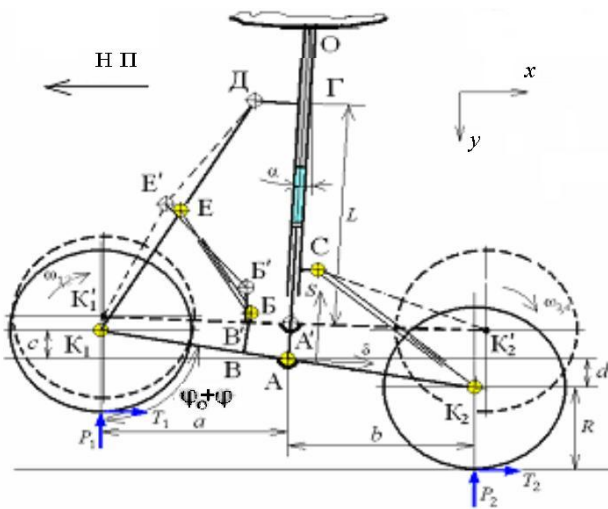


Рис. 13.

Математическая модель системы позволила проводить оптимизационные расчёты также классических тележечных стоек со стабилизирующим амортизатором или стоек шасси «шашлычного» типа. Приведены результаты оптимизационных расчётов основных характеристик нагружения стойки в процессе посадочного удара: нагрузок на стойку шасси, нагрузки на фюзеляж, сил воздушного и гидравлического сопротивления, обжатия штока амортизатора, перемещения оси подвески тележки и других, а также диапазона оптимальных значений угла установки тележки.

Расчёт проводился для различных схем стоек шасси самолёта с посадочным весом 203 тс, при вертикальной составляющей посадочной скорости $V_y = 3,05$ м/с, соответствующей эксплуатационной работе Аэ. Угол наклона стойки к вертикали $\alpha = 3^\circ$, угол тангажа $\theta = 0^\circ$, начальный угол установки тележки $\phi_0 = 85^\circ$. Это значение угла установки тележки ϕ_0 выбрано из условий обеспечения «неперегрузки» задних колёс тележки и сопоставимости выходных данных результатов расчёта разных схем шасси.

На рис. 14 показан график зависимости нагрузки Q , действующей на планер самолёта в месте крепления стойки шасси, от обжатия s амортизатора стойки для вариантов 1—4 расчёта нагрузок при посадочном ударе: 1 — с четырёхколёсной тележкой и стабилизирующим амортизатором; 2 — с четырёхколёсной тележкой, имеющей триммер и

стабилизирующий амортизатор; 3 — с четырёхколёсной тележкой, имеющей триммер и стабилизирующий амортизатор, полученные после оптимизации конструктивных параметров стойки по критерию минимума максимального значения вертикальной нагрузки на шасси, с начальным углом установки тележки $\phi_0 = 71^\circ$; 4 — стойки шасси «шашлычного» типа с такими же основными входными данными расчёта, как и в вариантах 1—3.

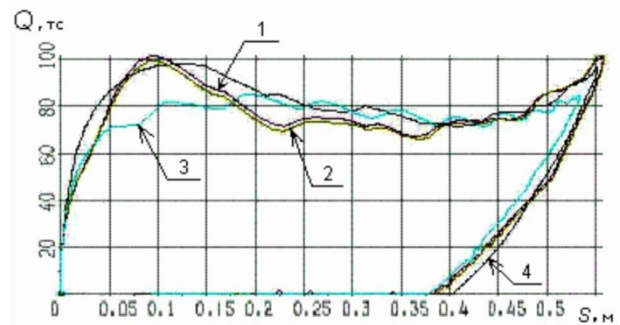


Рис. 14.

На рис. 15 показаны графики зависимостей вертикальной нагрузки P_y на стойку шасси, вертикальной нагрузки P_{yk} на ось тележки, горизонтальной нагрузки P_{xk} на ось тележки, силы Q и гидравлической силы Q_g внутри амортизатора стойки от начального угла установки тележки ϕ_0 для конструкции стойки с триммером и стабилизирующим амортизатором.

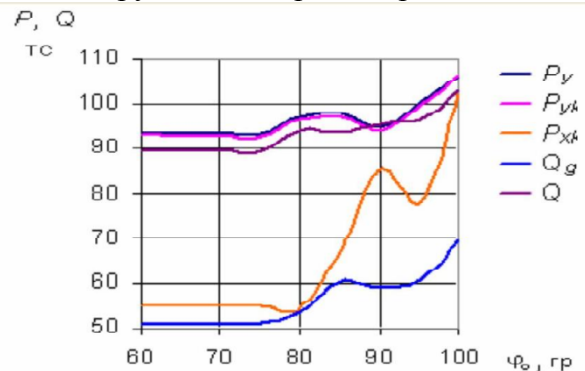


Рис. 15.

На рис. 16 показаны графики зависимостей вертикального перемещения y центра масс самолёта, обжатия s амортизатора стойки и перемещения δ оси подвески тележки от лобового изгиба (упругий прогиб стойки) от угла ϕ_0 при посадочном ударе с торможением.

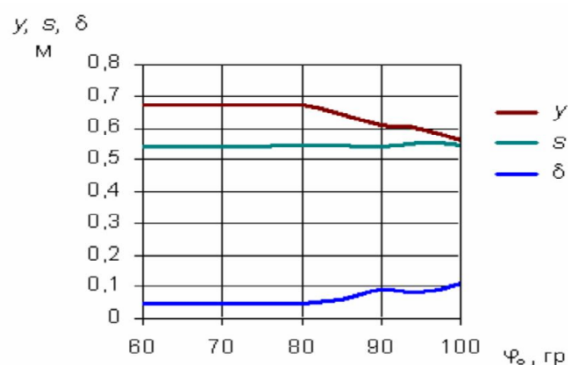


Рис. 16.

Результаты расчёта показали, что для этой схемы оптимальные значения угла установки тележки φ_0 находятся в диапазоне $70...75^\circ$. При этом отметим, что в расчёте угол наклона стойки к вертикали $\alpha = 3^\circ$ и угол тангажа $\theta = 0^\circ$. Диапазон оптимальных значений угла φ_0 , естественно, изменится при других значениях угла наклона стойки к вертикали α и угла тангажа θ . Поэтому, в частности, выбор оптимальных конструктивных параметров стойки должен осуществляться с учётом всех требований технического задания на разработку самолёта. Так, необходимо провести расчётную оптимизацию конструкции по критерию нагруженности шасси в диапазоне рабочих углов тангажа θ (например, в диапазоне $0...12^\circ$). Кроме того, ввиду наличия ряда оптимизируемых параметров, необходимо провести оптимизацию конструктивных параметров не только по величине установочного угла φ_0 , но и по

величине проходных отверстий для жидкости на прямом и обратном ходе амортизатора, характеристикам зарядки пневмогидравлического амортизатора и т.д., одновременно проводя расчёты по каждому посадочному режиму. Оптимизацию параметров стойки шасси следует провести также на режимах пробег и разбег по ВПП и, при необходимости, при переезде препятствий.

На примере расчёта нагруженности предлагаемой схемы стойки шасси показано, что применение угла установки тележки основного шасси φ_0 в диапазоне $70...75^\circ$ позволяет снизить нагруженность шасси при посадочном ударе на $9...18\%$ и планера самолёта на $10...16\%$. Расчёт нагруженности шасси и оптимизацию конструктивных параметров многоопорного шасси необходимо проводить с использованием разработанных ранее в ЦАГИ и СибНИА методик с учётом упруго-массовых характеристик планера самолёта и эксплуатационного диапазона температур $\pm 60^\circ \text{C}$.

Рассмотренная схема основной тележечной стойки шасси средне-дальнего магистрального самолёта позволяет использовать преимущества рычажной и телескопической стоек на разных стадиях нагружения шасси при посадке и пробеге самолёта по ВПП.

INVESTIGATIONS FOR LANDING GEAR RATIONAL PARAMETERS SELECTION

© 2012 A. M. Garin, V. I. Vorobyev

Siberian Research Institute of Aviation named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk

The problem of nose landing gear “shimmy” is discussed in consideration with ambient air temperature, airplane frame elasticity, nose gear steering wheel play (backlash). Computational results of some optimal landing gear parameters evaluation and comparative analysis of different landing gear shock struts loading during aircraft landing are presented. Four-wheel main landing gears are investigated.

Aircraft, landing gear, shock absorber, strut, touchdown, shimmy.

Информация об авторах

Гарин Александр Михайлович, начальник отдела, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина, г. Новосибирск. E-mail: novosibbox@yandex.ru. Область научных интересов: расчётно-экспериментальные исследования «шимми», динамики посадки и движения самолёта по ВПП; расчётные

исследования акустических нагрузок, создаваемых двухконтурными авиационными двигателями.

Воробьев Владимир Ильич, ведущий инженер, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина, г. Новосибирск. E-mail: yvi111220@yandex.ru. Область научных интересов: расчётно-экспериментальные исследования «шимми», динамики посадки и движения самолёта по ВПП применительно к новым создаваемым самолётам.

Garin Alexandr Michaylovich, head of department, Siberian Research Institute of Aviation named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk. E-mail: novosibbox@yandex.ru. Area of research: theoretical-experimental research of "shimmy", dynamics of aircraft landing and traffic on the runway, theoretical studies of acoustic loads created by aviation by-pass engines.

Vorobyev Vladimir Pych, leading engineer, Siberian Research Institute of Aviation named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk. E-mail: yvi111220@yandex.ru. Area of research: theoretical-experimental research of "shimmy", dynamics of aircraft landing and traffic on the runway with reference to new created planes.