

Анализ особенностей нагружения элементов опоры шасси самолета с целью их учета при оценке несущей способности конструкции

Г. В. Цыбанев^а, М. А. Агеев^б, Р. В. Титенко^в

^а Институт проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина

^б Государственное предприятие “Производственное объединение Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова”, Днепропетровск, Украина

^в Авиационный научно-технический комплекс им. О. К. Антонова, Киев, Украина

Предложена расчетная схема передней опоры шасси самолета и методом конечных элементов выполнена оценка опасных сечений в рычаге опоры. Определены режимы нагружения, при которых рычаг опоры подвержен непропорциональному циклическому нагружению, что следует учитывать при расчете долговечности и определении свойств применяемых материалов.

Ключевые слова: опора шасси, рычаг, расчетная схема, напряженное состояние, предельное состояние материала.

Введение. К летательным аппаратам в целом и к узлам и агрегатам в частности предъявляются особые требования по надежности и прочности, что связано с необходимостью обеспечения безопасности полетов в различных условиях эксплуатации при минимально допустимой массе изделия. Это требует как рационального использования их геометрических форм и способов соединения отдельных конструктивных элементов, так и применения для их изготовления материалов с соответствующими условиям нагружения характеристиками прочности и пластичности. На режимах наземного перемещения самолета, при взлетах и посадках с аэродромов с разным покрытием (или без) взлетно-посадочной полосы шасси самолета подвергается разнообразным нагрузкам [1, 2]. Учитывая пространственную конструктивную схему передачи усилий от шасси к фюзеляжу, многие его элементы работают в условиях сложного нагружения под воздействием переменных во времени нагрузок и, значит, требуют использования в расчетах соответствующих критериев. С этой целью следует рассмотреть, схематизировать и проанализировать напряженное состояние наиболее нагруженных силовых элементов шасси и на основании этого сделать вывод о необходимых исходных данных при их расчете. Такой подход особенно важен в случаях применения новых материалов, технологий и покрытий, когда могут потребоваться новые критерии, используемые для оценки предельного состояния материала. В настоящем сообщении предпринята попытка решения такой задачи применительно к шасси регионального пассажирского самолета.

Объект исследований. Объектом исследования служило шасси, конструктивно выполненное по трехопорной схеме с передней опорой. Его несущая конструкция состоит из одностоечной передней и двух одностоечных задних основных опор рычажного типа с двухкамерным (передняя опора) и однокамерным (основные опоры) амортизаторами. Различные режимы на-

земного перемещения самолета, специфика и конструкции опор обуславливают разные внешние силовые воздействия на отдельные конструктивные элементы, что вызывает в их сечениях различные переменные поля нормальных и касательных напряжений, определяющих в результате предельное состояние материала детали.

Для дальнейшего анализа рассмотрим одну из опор шасси. На рис. 1 представлены общий вид передней опоры и ее расчетно-силовая схема с указанием основных точек приложения нагрузок и пространственной системой координат, в которой проводится анализ этих нагрузок: оси X и Z соответствуют продольной и поперечной осям самолета; Y – направлению подъемной силы; в точках 6 и 7 устанавливаются колеса; в точках 38, 43 опора крепится к фюзеляжу; в точке 45 находится кронштейн, который играет роль захвата опоры во время выпуска шасси и выставляет переднюю опору под углом 6° во время приземления.

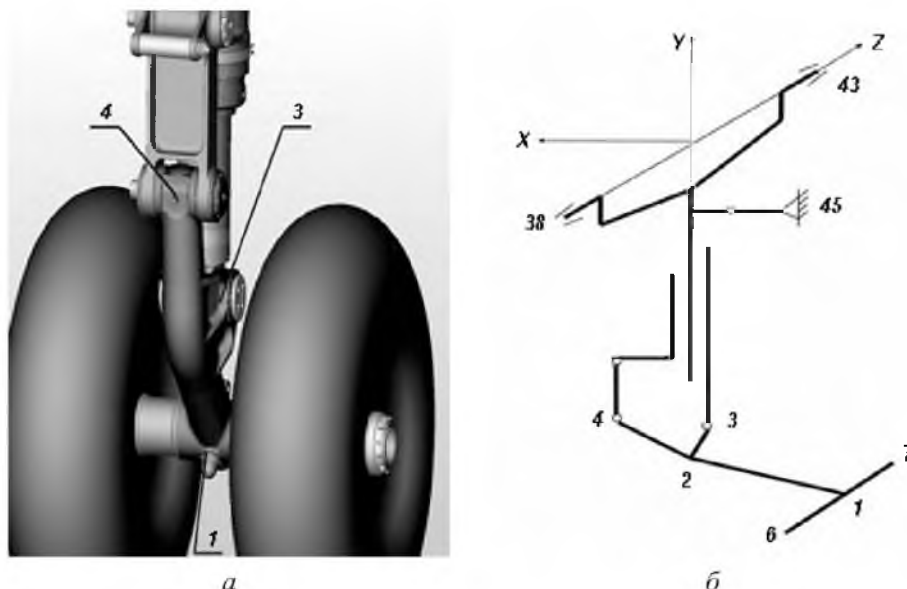


Рис. 1. Общий вид опоры без крепления к фюзеляжу (а) и ее расчетно-силовая схема (б).

В точке 1 к звену 1–2–3–4 крепится ось колес, в точке 3 – шток амортизатора, в точке 4 – звено (рис. 1). Точка 1 является теоретической координатой крепления оси колес, в которой сочетаются нормальная нагрузка и крутящий момент от возможной неравномерности нагружения колес в точках 6 и 7 кинематического звена.

Один из наиболее нагруженных элементов – рычаг колес (на рис. 1 обозначен звеном 1–2–3–4), который через колеса и их ось (звено 6–1–7) непосредственно воспринимает нагрузку от взлетно-посадочной полосы.

Расчетная схема, нагрузки, определение напряжений. Для проведения расчета уровня напряжений в различных сечениях рычага передней опоры воспользуемся стержневой моделью стойки и определим нагрузки во всех элементах. Рассмотрим отдельно рычаг, приложив активные и реактивные силы в соответствующих сечениях. Такая схема представлена на рис. 2,

где P_{xi} , P_{yi} , P_{zi} – нагрузки по соответствующим осям, приложенные в точках $i=1, 3, 4$ рычага; M_{xi} , M_{yi} – крутящий и изгибающий моменты, приложенные в тех же i -х точках.

В соответствии с принятыми нормами расчета шасси [3] могут быть рассмотрены различные расчетные случаи: буксировка; разворот; посадка; разбег. Наиболее опасным для передней опоры является разбег самолета с грунтовой взлетно-посадочной полосы. При этом с учетом полной загрузки самолета в указанных на рис. 2 сечениях (точках) действуют силовые факторы, величины которых для исследуемого режима, согласно [3], приведены в табл. 1.

Т а б л и ц а 1

Силовые факторы, воздействующие на рычаг шасси в расчетном режиме

№ точки на рис. 2	P_{xi} , Н	P_{yi} , Н	P_{zi} , Н	M_{xi} , Н·м	M_{yi} , Н·м
1	-86000	144000	0	-11820	-7050
3	86000	-360000	10000	8570	-7050
4	9300	216000	-10000	-3250	-200

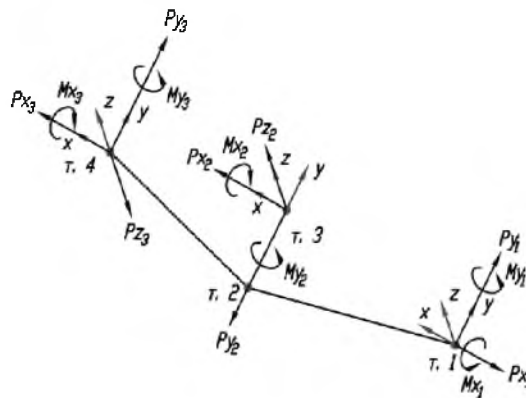


Рис. 2. Расчетная схема рычага передней опоры шасси.

С использованием трехмерного вычислительного комплекса “Pro Mechanica 2000” были получены конечноэлементные решения для определения напряженного состояния на поверхности и по сечениям рычага. При построении сетки использовали пространственные тетраэдральные параболические конечные элементы. В зонах геометрических концентраторов напряжений сетку уплотняли. Уплотняли ее также в местах наиболее высоких уровней напряжений, полученных на начальных этапах решения задачи. Расчетные коэффициенты концентрации напряжений в различных сечениях рычага колеблются в диапазоне значений 1,12...2,17.

Значения компонент нормальных и касательных напряжений позволяют определить эквивалентные напряжения в различных зонах рычага. На рис. 3 приведены результаты расчета таких напряжений на основе критерия энергии формоизменения, в табл. 2 – максимальные значения в наиболее напря-

женных сечениях рычага. Коэффициент концентрации напряжений определяли как отношение максимального напряжения в концентраторе к номинальному, определяемому на поверхности рычага при выходе из концентратора. Как следует из этих данных, сечения 2–2 и 3–3 (рис. 3) являются определяющими для достижения предельного состояния материала.

Т а б л и ц а 2

Максимальные эквивалентные напряжения по критерию энергии формоизменения в наиболее напряженных сечениях рычага

№ сечения на рис. 3	Максимальное напряжение, МПа	Номинальное напряжение, МПа	Коэффициент концентрации напряжений
1–1	440	390	1,12
2–2	970	800	1,21
3–3	1100	508	2,17
4–4	420	328	1,28

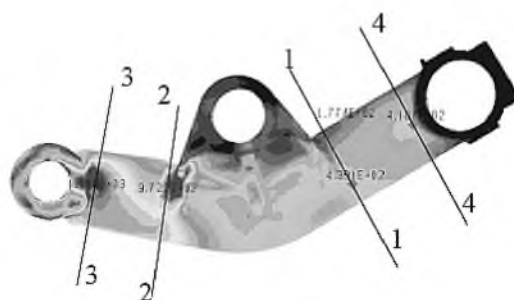


Рис. 3. Поля эквивалентных напряжений в сечениях рычага по критерию энергии формоизменения (цифры обозначают наиболее напряженные сечения).

При оценке несущей способности элементов шасси следует также учитывать неравномерность распределения нагрузки между пневматиками [4]. В практике расчетов на прочность принято, что для бетонных взлетно-посадочных полос расчетное распределение нагрузок между пневматиками принимается равным 0,6 и 0,4, для грунтовых – 0,7 и 0,3 [4].

Высокие расчетные значения эквивалентных напряжений в указанных сечениях рычага из титанового сплава BT22 превышают его предел текучести ($\sigma_T = 1150$ МПа). Это обусловлено тем, что в расчете используются величины нагрузок, несколько превышающие реально действующие. В сечении 3–3 (рис. 3) наблюдается достаточно высокая концентрация напряжений, и в случае действия реальной нагрузки напряжения в этом сечении будут близки к пределу текучести титанового сплава. Кроме того, во всех сечениях (рис. 3) условия нагружения материала усугубляются режимом переменных нагрузок вследствие воздействия на колеса неровностей взлетно-посадочной полосы. Расчетное распределение нагрузок между колесами принимается равным 0,7 и 0,3 или, наоборот, 0,3 и 0,7 от действующей

нагрузки [4]. Таким образом, в различных сечениях рычага действует не только сила P , но и крутящий момент M_x относительно оси X , поэтому материал рычага находится в условиях сложного напряженного состояния, вызванного действием изгиба с кручением, которые формируют особое поле локальных напряжений в зоне концентраторов.

Режим силового воздействия на рычаг опоры шасси, который не предусмотрен типовыми расчетами, возникает при одновременном наезде колесами на неровности взлетно-посадочной полосы, например одно колесо съезжает с неровности, другое на нее наезжает. С учетом того что расчетное время прохождения одной неровности составляет около 0,002 с, воздействие последовательно проходящих колесами неровностей приводит к появлению крутящего и изгибающего моментов в рычаге опоры, временное и силовое соотношение которых приведено на рис. 4. Как видно, имеет место непропорциональное циклическое нагружение элементов рычага. Поскольку наезды колесами на неровности случайны и характеризуются качеством конкретной взлетно-посадочной полосы, временные и силовые соотношения между M_x и M_y могут изменяться в широком диапазоне. Учитывая, что при непропорциональном нагружении условия наступления предельного состояния могут существенно изменяться [5–7], при расчетной оценке долговечности конструктивного элемента следует использовать подходы и характеристики свойств материалов, полученные для условий одноосного непропорционального нагружения. Особенно это касается зон локализации напряжений – геометрических концентраторов. Из рис. 4 также следует, что напряженно-деформированное состояние (НДС) рычага зависит как от изгибающего момента, так и от крутящего, максимальная величина которого составляет $\frac{1}{3} M_{\text{изг}}^{\text{max}}$.

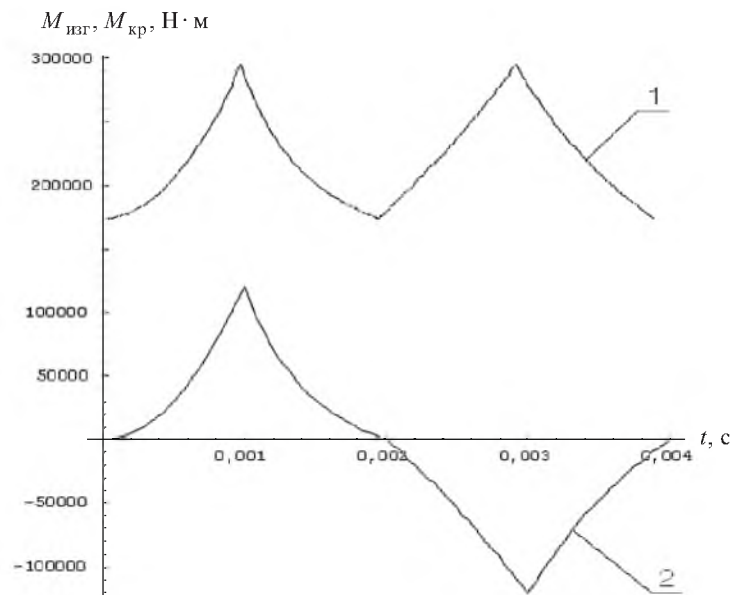


Рис. 4. Изменение изгибающего (1) и крутящего (2) моментов в рычаге при последовательном наезде на неровности полосы колесами передней опоры шасси (на рис. 3 сечение 2–2).

Отметим, что при других эксплуатационных режимах изделия характер распределения напряжений в рычаге шасси остается близким к рассмотренному выше, хотя и с иными соотношениями силовых воздействий. Подобным нагрузкам подвержены и рычаги основных опор шасси, геометрия которых аналогична геометрии исследуемого выше рычага. Поэтому методики расчета предельного состояния и долговечности отработанных на рычаге конструктивных элементов шасси могут быть применены и к другим деталям.

Кроме описанного выше предполагаемого случая непропорционального нагружения рычага опоры шасси в процессе натурных усталостных испытаний передней опоры были обнаружены усталостные трещины в другом элементе, содержащем концентратор напряжений и находящемся в условиях сложного нагружения. Особенность приложения внешних циклических нагрузок в этом случае заключается в чередовании кручения и изгиба, имитирующих эксплуатационное воздействие, которое также является одним из видов непропорционального нагружения. В отличие от случая, когда изгиб и кручение изменяются в течение цикла со сдвигом по фазе, т.е. в пределах цикла нагружения происходит изменение направления главных напряжений (деформаций) [8], здесь направление главных напряжений (деформаций) изменяется при переходе от нагружения изгибом до нагружения кручением, и наоборот. Из-за отсутствия надежных критериев для оценки долговечности в таких условиях нагружения оценка прочности и долговечности ответственных элементов конструкций в эксплуатации должна основываться на экспериментально полученных результатах.

Выводы

1. Предложена методика оценки НДС деталей шасси самолета, базирующаяся на численном решении краевой задачи, учитывающей режимы эксплуатации изделия.
2. При режимах взлета с грунтовой взлетно-посадочной полосы рычаг передней опоры шасси претерпевает непропорциональное нагружение, что необходимо учитывать в процедуре расчета НДС.
3. Особым случаем непропорционального нагружения является чередование циклического изгиба и кручения, когда изменяется направление главных напряжений (деформаций), что приводит к снижению циклической долговечности элементов конструкции.

Резюме

Запропоновано розрахункову схему передньої опори шасі літака і методом скінченних елементів виконано оцінку небезпечних перерізів у важелі опори. Визначено режими навантаження, за яких важіль опори зазнає непропорційного циклічного навантаження, що необхідно враховувати при розрахунку довговічності та визначенні властивостей матеріалів, які застосовуються.

1. *Фомичев П. А., Абдулкадеер А. Я.* Учет неровности взлетно-посадочной полосы в расчете долговечности шасси самолета // *Авиационно-космическая техника и технология.* – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1998. – С. 10 – 13.
2. *Трофимов В. А.* Расчетно-экспериментальная методика определения характеристик бокового увода шин стоек шасси при разворотах самолета на аэродроме // *Авиационно-космическая техника и технология.* – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 2002. – Вып. 30. – С. 116 – 119.
3. *Нормы* летной годности гражданских самолетов СССР. – М.: Междугосударственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1974.
4. *Авиационные правила.* Часть 25: Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М.: Межгосударственный авиационный комитет, 1994.
5. *Tanaka E., Murakami S., and Ooka M.* Effects of strain path shapes on non proportional cyclic plasticity // *J. Mech. Phys. Sol.* – 1985. – **33**. – P. 559 – 575.
6. *Fatemi A. and Socie D. F.* A critical plane approach to multiaxial fatigue damage including out-of-phase loading // *Fatigue Eng. Mater. Struct.* – 1988. – **14**. – P. 149 – 165.
7. *Дунг С., Соси Д. Ф.* Разработка определяющей модели для описания поведения металлов в условиях непропорционального циклического нагружения // *Сов. машиностроение. Сер. Б.* – 1991. – № 5. – С. 17 – 27.
8. *Kueppers M. and Sonsino C. M.* Assessment of the fatigue behaviour of welded aluminium joints under multiaxial spectrum loading by a critical plane approach // *Int. J. Fatigue.* – 2006. – **28**. – P. 540 – 546.

Поступила 25. 12. 2006