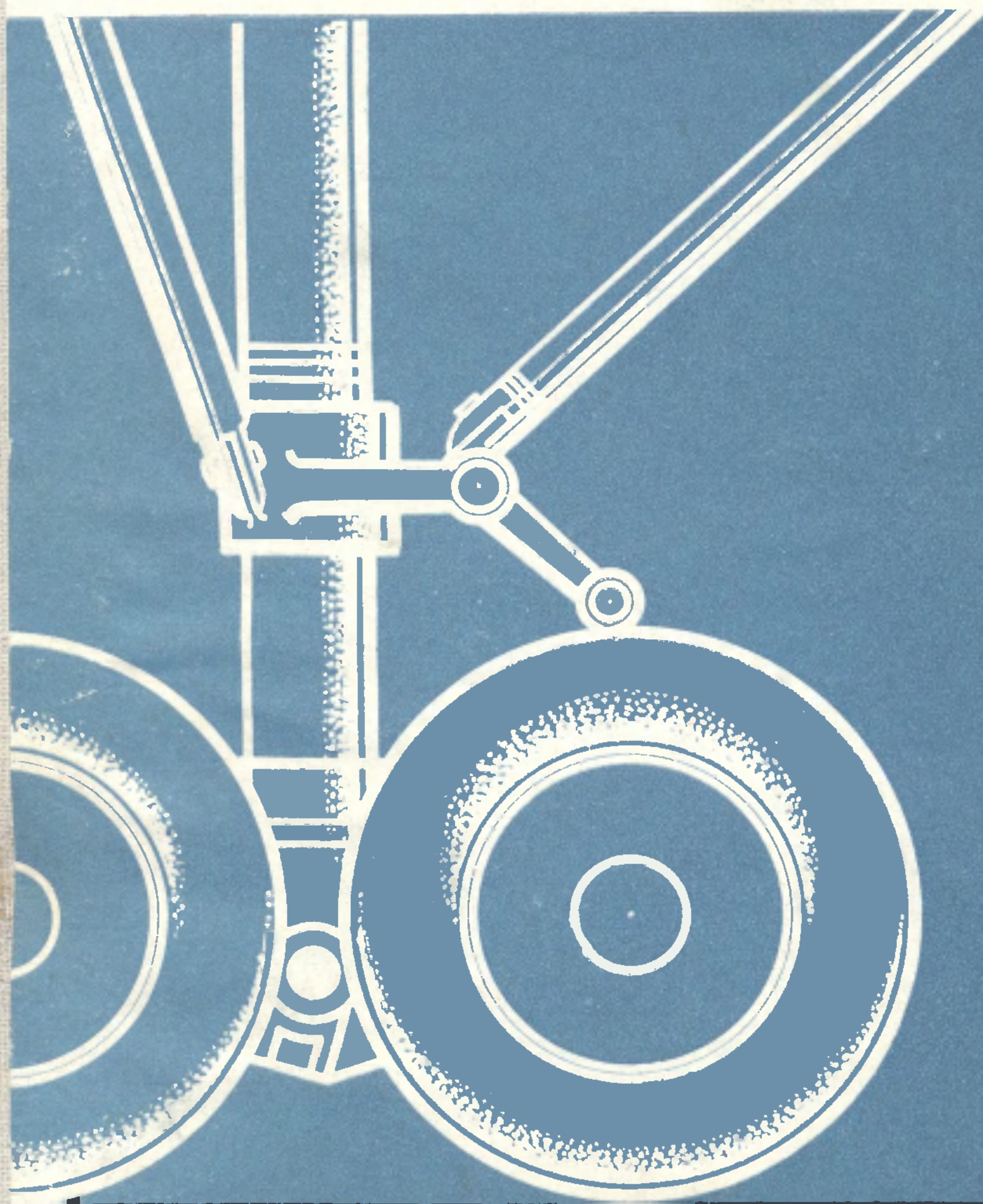


Б. В. Бойцов

Надежность шасси самолета



Б. В. БОЙЦОВ

НАДЕЖНОСТЬ ШАССИ САМОЛЕТА

(ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НА ОСНОВЕ
КОМПЛЕКСНОГО МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЙ)

*Допущено Министерством высшего и среднего
специального образования СССР
в качестве учебного пособия
для студентов авиационных вузов*



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1976

Рецензент *В. П. Козаев*

Бойцов Б. В. Надежность шасси самолета. М., «Машиностроение», 1976, 216 с.

В учебном пособии изложена методика комплексной статистической оценки надежности и долговечности элементов шасси самолета с применением вероятностных методов расчета и с учетом конструктивно-технологических факторов.

Приведены условия, методики и результаты исследований распределения нагрузок в эксплуатации; характеристик сопротивления усталости основных конструкционных материалов; напряженного состояния типовых соединений, а также технологических методов упрочнения элементов шасси. На примере элементов крепления звена шлиц-шарнира основной стойки шасси транспортного самолета выполнена расчетно-экспериментальная оценка надежности и долговечности и показано соответствие этих результатов с данными об отказах в эксплуатации.

Учебное пособие предназначено для студентов авиационных вузов. Книга может быть также полезна специалистам научно-исследовательских и проектно-конструкторских организаций авиационной промышленности.

Табл. 71, ил. 82, список лит. 97 назв.

ПРЕДИСЛОВИЕ

В современном самолетостроении проблема предотвращения усталостных разрушений элементов планера, шасси и других ответственных узлов самолета в условиях эксплуатации является первостепенной для обеспечения безопасности полета в течение заданного времени эксплуатации. Решение этой проблемы на современном уровне достигается совершенствованием методов конструирования и изготовления летательных аппаратов, а также методов прогнозирования показателей надежности конструкции в зависимости от ресурса. Одним из наиболее важных показателей является вероятность безотказной работы отдельных элементов и конструкций в целом, определяемая функцией распределения ресурса.

Эта функция может быть определена статистической обработкой данных об отказах в эксплуатации. Однако для конструкций с повышенными требованиями к надежности этот метод трудно применить, так как количество отказов в эксплуатации должно быть весьма малым, или они вообще должны отсутствовать. Кроме того, этот метод является пассивным, так как может дать характеристики надежности лишь на стадии эксплуатации после наработки значительных ресурсов.

Поэтому весьма актуальны методы расчетного определения функций распределения ресурса на стадии проектирования и доводки опытного экземпляра машины. Для решения этой задачи применительно к элементам шасси самолетов автором используется обширная информация о статистических характеристиках нагруженности и сопротивления усталости элементов, а также теория подобия усталостного разрушения и вероятностные методы расчета на усталость.

В книге рассмотрено комплексное решение проблемы оценок ресурса элементов шасси самолета в вероятностном аспекте на стадии проектирования и доводки опытного экземпляра самолета. Это комплексное решение включает проведение тензометрических исследований эксплуатационной нагруженности элементов шасси, статистическую обработку и оценку расчетных ха-

рактических нагруженности, необходимых для расчета на усталость вероятностными методами.

Далее изложена методика исследования и результаты определения средних значений, коэффициентов вариации пределов выносливости и других характеристик сопротивления усталости натурных элементов. Для элементов, в которых отсутствует коррозия трения, для этой цели применена теория подобия усталостного разрушения, определены параметры соответствующего уравнения подобия и показана методика их использования для определения расчетных характеристик усталости. Для деталей типа проушин, к которым не применима теория подобия, приведены в статистическом аспекте натурные усталостные испытания и определены соответствующие расчетные характеристики. Исследована применимость метода Локати, влияние конструктивных и технологических методов упрочнения конструктивных элементов.

На основе экспериментальных данных и применения вероятностных методов расчета на усталость, получены функции распределения ресурса элементов шасси, показано их удовлетворительное соответствие эмпирическим функциям распределения. Таким образом, на примере шасси показана эффективность разработанной автором методики получения функций распределения ресурса конструктивных элементов, имеющих весьма важное значение для установления гарантийных ресурсов эксплуатации, обоснованного назначения сроков профилактических осмотров и ремонтов, планирования выпуска запасных частей и решения других актуальных вопросов. Аналогичная методика вероятностной оценки прочности может быть с успехом применена и для других частей самолета.

Книга, несомненно, будет способствовать более широкому внедрению вероятностных методов расчета в авиационной промышленности и тем самым сыграет положительную роль в совершенствовании методов расчета, конструирования и доводки авиационной техники.

Академик АН СССР И. Ф. ОБРАЗЦОВ

ВВЕДЕНИЕ

Развитие транспортной авиации за последние десятилетия направлено на увеличение дальности и скорости полета, высоты и грузоподъемности самолетов, совершенствование их эксплуатационных качеств (взлетно-посадочных характеристик), повышение ресурса и ремонтпригодности агрегатов, а следовательно, самолета в целом. Динамика увеличения показателей советских и зарубежных транспортных самолетов приведена в табл. 1.

Т а б л и ц а 1

Показатели транспортных самолетов

Наименование самолета	Количество двигателей	Тип двигате- ля	Тяга двигате- ля, кгс	Крейсерская скорость, км/ч	Дальность, полета, км	Полезный груз, кг	Количество посадочных мест
Ил-18	4	ТВД	4000	650	5400	15000	111
Ту-104Б	2	ТРД	9500	800	4000	12000	122
Ил-62	4	ТВД	10500	900	9000	23000	186
Ту-154	3	ТРД	9500	920	4000	18000	152
Воинг 707-320В	4	ТРД	8165	880	9700	23860	189
Виккерс VC-10	4	ТРД	9525	900	8700	18300	151
Дуглас DC-8-40	4	ТРД	7940	880	9120	18750	177

Особенности развития авиационной техники, в свою очередь, обуславливают значительное усложнение конструкций и рост стоимости изготовления и эксплуатации самолётов, наряду с постоянным повышением требований к их качеству. Современный транспортный самолёт представляет собой сложнейший технический комплекс, включающий большое количество оборудования, мощные двигательные установки и автоматические взаимодействующие системы управления. Например, на транспортном самолёте, несущем до 12 т полезного груза при взлетном весе более 70 т, количество приборов и агрегатов, обеспечива-

ющих функционирование систем, достигает 3000, а протяженность электрожгутов — более 120 км.

Одним из основных факторов, влияющих на безопасность полета, является оптимальная прочность конструкции самолёта, которая в значительной мере определяется уровнем технологических процессов изготовления, методами контроля и общей культурой производства. Нестабильность технологических операций, технологические дефекты, не обнаруженные при производственном контроле, могут привести к существенному рассеиванию характеристик прочности и снижению их средних значений, что в свою очередь повлияет на снижение надежности и долговечности конструкции самолета.

Анализ распределения отказов парка двух типов транспортных самолетов грузоподъемностью более 12 т в течение трех лет эксплуатации показывает, что отказы имеют место практически во всех системах и силовой конструкции самолета (табл. 2).

Длительные сроки эксплуатации самолетов обуславливают значительный объем работ по дефектации и устранению отказов. Так, трудоемкость поддержания номинальной надежности транспортного самолета взлетным весом до 70 т при наработ-

Таблица 2

Отказы парка транспортных самолетов

Система самолета	Самолет А					
	1964 г.		1965 г.		1966 г.	
	количе- ство	%	количе- ство	%	количе- ство	%
Фюзеляж	14	0,238	12	0,146	26	0,186
Крыло	66	1,125	86	1,048	189	1,352
Хвостовое оперение	4	0,068	3	0,036	10	0,071
Система шасси	105	1,791	253	3,084	107	2,912
Система управления	42	0,716	20	0,243	25	0,179
Гидрогазовая система	327	5,578	328	3,999	517	3,699
Высотная система	308	5,254	187	2,279	516	3,692
Бытовое оборудование	30	0,511	41	0,499	60	0,429
Паращют						
Противообледенительная система	24	0,409	25	0,304	58	0,414
Топливная система	145	2,473	534	6,51	669	4,786
Масляная система	94	1,603	49	0,597	160	1,445
Двигатели и их агрегаты	863	14,721	1041	12,692	1808	12,936
Электрооборудование	665	11,344	1416	17,264	2294	16,413
Приборное оборудование	899	15,336	1831	22,323	3752	26,846
Радиооборудование	2276	38,826	2376	28,968	3485	24,935
Итого	5862	100	8202	100	13976	100

Система самолета	Самолет Б					
	1964 г.		1965 г.		1966 г.	
	количе- ство	%	количе- ство	%	количе- ство	%
Фюзеляж	21	0,865	52	1,265	30	0,232
Крыло	25	1,030	29	0,206	103	0,799
Хвостовое оперение	18	0,741	38	0,925	103	0,799
Система шасси	81	3,337	196	4,771	47	2,692
Система управления	16	0,659	17	0,414	28	0,217
Гидрогазовая система	296	12,196	282	6,864	446	3,461
Высотная система	186	7,663	290	7,059	282	2,188
Бытовое оборудование	6	0,247	50	1,217	47	0,364
Паращют	13	0,535	18	0,438	67	0,520
Противообледенительная система	15	0,618	2	0,048	12	0,093
Топливная система	97	3,996	442	10,759	417	3,236
Масляная система	150	6,18	149	3,627	9	0,069
Двигатели и их агрегаты	145	5,974	131	3,189	339	2,630
Электрооборудование	132	5,438	232	5,647	439	3,406
Приборное оборудование	374	15,409	949	23,101	8327	64,62
Радиооборудование	852	35,105	1231	29,966	1890	14,667
Итого	2427	100	4108	100	12886	100

ке 20000 летных часов достигает 220 тыс. нормо-часов, что составляет 11 нормо-часов на 1 час полета.

Наличие отказов силовой конструкции самолетов на протяжении почти всего срока их эксплуатации предопределяет исключительную сложность выявления оптимальной прочности и долговечности конструкции. Эта сложность объясняется действием значительного количества конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов, к которым можно отнести:

— случайный во времени характер действующих эксплуатационных нагрузок и проявления отказов;

— существенное рассеивание характеристик прочности основных конструкционных материалов, отдельных силовых узлов и конструкции в целом;

— отсутствие на этапе проектирования достаточного объема достоверной экспериментальной информации, характеризующей поведение конструкции в различных эксплуатационных условиях;

— уплотненные сроки освоения нового самолета и введения его в эксплуатацию;

трудность выбора оптимального технологического комплекса, обеспечивающего высокое эксплуатационное качество самолета;

— большая интенсивность и значительные сроки эксплуатации самолета;

— сложность организации контроля, достаточно точно и достоверно выявляющего отказы и причины их возникновения.

Даже неполное перечисление этих факторов показывает, что для суждения о надежности и долговечности конструкции в условиях эксплуатации необходимо знать спектр действующих внешних сил, природу влияния физических и геометрических параметров конструкции на ее прочность, имеющую существенное рассеивание, обусловленное рядом конструктивно-технологических факторов.

Изучению вопросов, связанных с повышением надежности и долговечности конструкции, посвящено большое количество исследований ученых и инженеров.

Теоретические основы и общая постановка и решение задач надежности и долговечности содержатся в работах Н. Г. Бруевича, Б. В. Гнеденко, Б. С. Сотского, Х. Б. Кардонского, Я. Б. Шора и др.

Способы вероятностно-статистической оценки выносливости материалов, действующих нагрузок и методы расчета на долговечность и надежность силовых конструкций приводятся в работах С. В. Серенсена, Д. Н. Решетова, В. В. Болотина, В. П. Когаева, М. Н. Степнова, В. Г. Буглова, Н. И. Конончука, М. Я. Шашина, Р. Д. Ваганова, И. В. Ананьева, Л. А. Козлова, И. В. Якобсона, Н. Н. Стрелецкого, А. Р. Ржаницына, Вейбулла, Фрейдентала и др. В частности для задач, связанных с усталостной долговечностью, где наибольшее распространение получили методы линейного суммирования повреждений, в работах С. В. Серенсена, Д. Н. Решетова, В. В. Болотина, В. П. Когаева предложен усовершенствованный подход к суммированию усталостных повреждений.

Связь физической природы изнашивания поверхностей подвижных деталей изделий, имеющей большое значение при оценке надежности и долговечности конструкций, с понятиями теории случайных процессов даны в работах П. А. Ребиндера, П. Е. Дьяченко, И. В. Крагельского, Б. И. Костецкого, М. М. Хрущева и других.

На процессы изнашивания большое влияние оказывают конструктивно-технологические особенности изделий, что подтверждается работами, выполненными Д. Н. Гаркуновым, А. А. Старосельским и др. Изучению физической природы сопротивления металлов усталости посвящены работы И. А. Одиного, Я. Б. Фридмана, В. С. Ивановой, С. И. Кишкиной и др.

Существенное значение имеют работы по исследованию наиболее эффективных технологических способов поверхностного упрочнения деталей, проводившиеся под руководством Н. Н. Давиденкова, В. Д. Кузнецова, С. В. Серенсена, Э. А. Сателя, И. В. Кудрявцева, С. И. Кишкиной, И. Г. Гринченко, И. А. Одиного.

га, Б. Е. Авчиникова и других и нашедшие отражение в ряде публикаций. В результате этих работ методы упрочнения поверхности наклепом, заметно повышающие сопротивление усталости, получили широкое применение в промышленности. Особенно эффективны данные методы для конструкций, имеющих концентраторы напряжений.

Оценка фактической работоспособности изделий экспериментально-теоретическими методами приобрела за последнее время широкое распространение. Разработка методов ускоренных испытаний, оценка их точности нашли свое отражение в работах Р. В. Кугеля, Х. Б. Кардонского, М. Н. Степнова, Т. А. Француза, В. Л. Райхера и других.

В конструкциях многократного действия немаловажное значение имеет экономическая целесообразность мероприятий по повышению надежности и долговечности. Методы нормирования, долговечности и надежности конструкций с учетом экономики их изготовления и эксплуатации подробно изложены в работах Л. Я. Шухгалтера, И. Т. Белякова, А. В. Гличева и других.

Подводя итог краткому обзору направлений исследований надежности и долговечности конструкций, следует указать на необходимость накопления научно-организованной информации, приспособленной для ее последующей обработки методами статистической механики и теории надежности.

В принципе выявление фактической прочности выпускаемой продукции возможно двумя путями.

Первый путь заключается в испытании большого количества натурных изделий в условиях, наиболее близких к эксплуатационным. Для реализации его необходимы значительные ассигнования и временные фонды на проектирование и изготовление испытательных стендов и установок. Причем полученные результаты испытаний применимы только для данного типа конструкции.

Второй путь заключается в получении характеристик надежности и долговечности конструкций расчетным путем на основе вероятностных методов, базирующихся на комплексной информации о статистических закономерностях несущей способности конструкции при воздействии различных факторов на этапах изготовления и эксплуатации. Получение таких закономерностей, отработка методик анализа на отдельных конструкциях открывают большие перспективы по обобщению и распространению этих закономерностей и методов анализа на целые классы и виды изделий.

В настоящей книге изложена методика комплексной статистической оценки надежности и долговечности силовых самолетных конструкций, разработанная на основе изучения большого количества данных, полученных при эксплуатации, а также об-

ширных экспериментальных исследований усталостной долговечности отдельных деталей и узлов.

В качестве объекта исследований и разработки методики было выбрано шасси транспортного самолета, поскольку система шасси является самой дефектной среди трех основных самолетных систем, несмотря на то, что отказы этой системы составляют всего 3% от общего количества отказов, приходящихся на самолет. Например, по данным 1966 г. наработка на отказ у системы шасси составила 1350 летных часов, тогда как у системы управления самолетом она достигает 22 000 летных часов.

Безусловно, отказы в самолетных системах (планер, управление и шасси) могут привести к тяжелым последствиям, поэтому для обеспечения безопасности полета необходимо гарантировать высокую надежность и долговечность в первую очередь этих систем, независимо от стоимости достижения цели.

Большое количество отказов шасси и относительно малый налет на отказ объясняются тяжелыми условиями эксплуатации и повышенным уровнем переменных нагрузок, действующих при взлете, посадке и рулении. В то же время в полете система шасси представляет собой бесполезный груз, достигающий на транспортных самолетах 2—3% от взлетного веса. Стремление обеспечить при проектировании оптимальную прочность при минимальном весе шасси привело к тому, что в настоящее время 70% деталей и узлов силовой конструкции шасси изготавливаются из высокопрочных сталей 30ХГСА и 30ХГСНА (табл. 3).

Таблица 3

Распределение сталей по элементам конструкции шасси
(в процентах)

Наименование детали	Самолет А		Самолет В	
	30ХГСА	30ХГСНА	30ХГСА	30ХГСНА
Силовые конструкции	23,6	36,6	42,7	33,8
Болты	73,3	26,7	65,1	23,6
Втулки	38,3	18,4	9,8	—
Гайки	100	—	100	—
Шайбы	100	—	35,7	—

Технологические процессы изготовления шасси, насыщенного конструктивными концентраторами напряжений, включают разнообразные процессы — от горячей штамповки при получении заготовок, механической обработки и сварки до различных отделочно-доводочных и контрольно-регулирующих операций

при сборке. Например, трудоемкость изготовления и сборки стоек шасси транспортного самолета достигает 1000 нормо-часов (табл. 4).

Таблица 4

Трудозатраты на изготовление и сборку основной и передней стоек шасси

Слагаемые стоимости	Трудоемкость				Стоимость, руб.	
	ч		%		основная стойка	передняя стойка
	основная стойка	передняя стойка	основная стойка	передняя стойка		
Технологические процессы						
Изготовление деталей	268,4	227,3	45	47,9	121	101
Сварка	131	61,4	23,4	13,7	63	29
Сборка	51,8	108,0	9,7	25,2	26	53
Доводка, контроль, испытания	126,8	60,3	21,9	13,2	59	28
Итого	578	457,0	100	100	269	211
Конструкционный материал					838	428
Всего					1107	639

Многообразие и большой объем технологических процессов изготовления и сборки шасси оказывают значительное влияние на рассеивание показателей качества и надежности шасси в эксплуатации, поскольку обеспечение жесткости и стабильности всех этих процессов весьма затруднительно.

Отсутствие достоверных данных о надежности и фактическом ресурсе шасси, которое является конструкцией многократного действия, заставляет содержать дорогостоящий комплекс, обеспечивающий выявление отказов и восстановление ресурса и надежности на протяжении всего периода эксплуатации самолета. Так, первый капитальный ремонт шасси транспортного самолета содержит следующие операции.

	Нормо-часы
1. Разборка передней и основной стоек шасси	138
2. Промывка деталей	40
3. Пескоструйная обработка деталей	24
4. Дефектация узлов	170
5. Ремонт и сборка деталей и узлов	600
6. Изготовление и обработка деталей	64
7. Комплектование и контроль	84
8. Транспортировка деталей и узлов на мойку, пескоструйную обработку и окраску	40
Итого трудоемкость ремонта	1160

Таким образом, трудоемкость одного капитального ремонта шасси, составляющая примерно 1160 нормо-часов, соответствует трудоемкости изготовления новых стоек. За пять-шесть капитальных ремонтов, которые проходят стойки шасси за 20 000 летных часов, трудоемкость поддержания надежности в 5—6 раз превысит трудоемкость изготовления новой конструкции. Поэтому очень важно еще в период проектирования располагать данными об эксплуатационной надежности конструктивных элементов и шасси в целом, которые можно оценить с помощью функции распределения долговечности конструктивных элементов шасси.

Знание функции распределения долговечности отдельных конструктивных элементов и шасси в целом имеет весьма существенное значение, так как позволяет:

- обоснованно назначать гарантированный ресурс надежной эксплуатации;

- выявлять факторы, оказывающие наиболее существенное влияние на долговечность деталей, и тем самым способствующие разработке наиболее рациональных конструктивных и технологических мероприятий по повышению эксплуатационной надежности и долговечности конструкции;

- обоснованно устанавливать сроки профилактических осмотров и планово-предупредительных ремонтов;

- прогнозировать необходимое количество и номенклатуру запасных частей и, таким образом, рационально использовать мощности основного производства.

ГЛАВА I

АНАЛИЗ ОТКАЗОВ ШАССИ САМОЛЕТОВ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Увеличение скоростей полета, усложнение конструкции современных самолетов, наряду с постоянным повышением требований, предъявляемых к надежности и безопасности их эксплуатации, ставят большое количество новых задач перед инженерами-конструкторами, технологами и эксплуатационниками.

Изучение проблем надежности связано, как правило, с рассмотрением большого количества информационного материала о поведении технических устройств при различных испытаниях и в эксплуатации.

Статистическая информация об отказах изделия в процессе эксплуатации является основным источником сведений о надежности изделия. Поскольку анализ статистических данных по отказам изделия за определенный промежуток эксплуатации позволяет установить влияние на надежность различных этапов создания и эксплуатации изделия и является одним из основных путей поиска слабых мест конструкции, несовершенства технологического и ремонтного комплексов, а также выбора объективных межремонтных сроков.

От характера и точности статистической информации об отказах во многом зависит правильность решений, принимаемых по конструктивной доводке изделия, изменению технологического процесса его изготовления и сборки, усилению методов контроля, улучшению профилактических и ремонтных мероприятий.

Данные об отказах, наряду с характеристикой уровня надежности самого изделия, позволяют правильно выбрать адекватную математическую модель отказов, которую используют как основу для всех инженерных расчетов по надежности и аналитического прогнозирования характеристик надежности вновь разработанных конструкций.

Особо следует отметить, что закономерности отказов в эксплуатации отдельных деталей или целых функциональных групп

Зона базирования самолета	Дата выпуска самолета	Наработка в часах-посадках	Дата обнаружения отказа	Наименование детали или узла	Вид, место проявления и размер отказа
Средняя зона	Март 1958 г.	1072 0501	Январь 1962 г.	Ось тележки	Задирсы трущихся поверхностей наружного кольца, глубина 0,1 мм
То же	То же	1072 0501	То же	Цилиндр	Задирсы трущихся поверхностей, глубина 0,01 мм
»	»	1072 0501	—	Поворотный хомут	Коррозия по материалу
Средняя зона	Март 1958 г.	1072 0501	Январь 1962 г.	Кронштейн	Коррозия по материалу
То же	То же	1072 0501	То же	Болт	Коррозия в резьбе

данных по отказам шасси

Вид заготовки и материал детали	Этапы технологического процесса изготовления детали или узла	Мероприятия по устранению отказов
Круг 30ХГСНА	Нагрев — сварка — отжиг — отпуск — механическая обработка — закалка $\sigma_b = 165$ кгс/мм ² пескоструйная обработка — магнитный контроль — механическая обработка — шлифование — отпуск — магнитный контроль трещин — оксидирование — фосфатирование — окраска грунтовка — окончательный контроль	Зачистка рисок, конструкция без изменения, контроль без изменения
Труба 30ХГСНА	Сборка — прихватка — нагрев — сварка ДЭС — отжиг — механическая обработка — токарная обработка — рентген сварного шва — закалка $\sigma_b = 165$ кгс/мм ² пескоструйная обработка — слесарная обработка — рентген сварного шва — магнитный контроль — зенкерование отверстия — шлифование внутренней поверхности — отпуск — хонингование — окончательный контроль	То же
Горячая штамповка 30ХГСНА	Сборка — прихватка — нагрев — сварка — отжиг — механическая обработка — токарная обработка — закалка $\sigma_b = 165$ кгс/мм ² — пескоструйная обработка — магнитный контроль — механическая обработка — токарная обработка — фосфатирование — механическая обработка — шлифование — развертка — отпуск — нагрев — запрессовка втулки — шлифование бронзовой втулки — грунтовка — окончательный контроль	Зачистка коррозии, изменение механических свойств, сварка, контроль без изменения
Литье МЛ5	Комплект изделие — механическая обработка — закалка — кадмирование — калибровка — фосфатирование — окончательный контроль	Зачистка коррозии, покрытие грунтом, контроль без изменения
Горячая штамповка 30ХГСНА	Механическая обработка — закалка $\sigma_b = 165$ кгс/мм ² — шлифование — отпуск — магнитный контроль резьбы — хромирование — шлифование — отпуск — магнитный контроль резьбы — оксидирование и фосфатирование резьбы — окраска головки — окончательный контроль — карантин 20 дней	Замена по дефекту, хромирование, контроль без изменения

Зона базирования самолета	Дата выпуска самолета	Наработка в часах-посадках	Дата обнаружения отказа	Наименование детали или узла	Вид, место проявления и размер отказа
Средняя зона	Март 1958 г.	1072 0501	Январь 1962 г.	Болт	Коррозия
То же	То же	1072 0501	То же	Амортизационная стойка	Коррозия по материалу
Северная зона	»	1600 0747	»	Поршень амортизатора	Трещины внешнего кольца

являются практически единственными объективными критериями оценки эффективности той или иной применяемой методики расчета на надежность и долговечность.

В настоящее время ведется большая работа по сбору статистических данных, их анализу и систематизации, изучению видов, условий возникновения, причин и последствий эксплуатационных отказов.

Разработка программ обработки и анализ данных по отказам является сложным делом, требующим определенных навыков, высокой квалификации и понимания физической природы отказов.

Для отработки методов анализа, работоспособности силовых самолетных конструкций, изучения влияния на надежность различных конструктивно-технологических мероприятий, а также для получения объективных данных по долговечности силовых самолетных конструкций с целью проверки эффективности рассматриваемых далее вероятностно-статистических методов оценки показателей выносливости были выбраны шасси транспортного самолета.

Вид заготовки и материал детали	Этапы технологического процесса изготовления детали или узла	Мероприятия по устранению отказов
Круг 30ХГСНА	Механическая обработка — закалка $\sigma_b = 165 \text{ кгс/мм}^2$ — шлифование — отпуск — магнитный контроль резьбы — хромирование — шлифование — отпуск — магнитный контроль резьбы — оксидирование и фосфатирование резьбы — окраска головки — окончательный контроль — карантин 20 дней	Замена по дефекту, хромирование, контроль без изменения
Труба 30ХГСНА	Предварительная сборка — испытание прочности — разборка — магнитный контроль — сборка — установка уха — резделка отверстий — испытание прочности — испытание уплотнения нижней крышки	Зачистка коррозии, усиление покрытия, усиление контроля
Труба 30ХГСНА	Нагрев — сварка — отжиг — механическая обработка — токарная обработка — рентген — закалка $\sigma_b = 165 \text{ кгс/мм}^2$ — пескоструйная обработка — слесарная обработка — рентген — магнитный контроль — механическая обработка — зенкерование и развертка — шлифование внутренней поверхности — отпуск — су-перфиниш — хромирование	Хромирование поверхности, контроль без изменения, усиление контроля покрытия

1. КЛАССИФИКАЦИЯ ОТКАЗОВ ШАССИ

Для выявления наиболее характерных видов отказов шасси были проанализированы статистические данные по отказам шасси парка транспортных самолетов, грузоподъемностью более 12 т, за несколько лет эксплуатации. Систематизация статистических данных эксплуатации самолетов проводилась по специально разработанной методике, объединяющей информацию об отказах деталей или узлов шасси с характеристикой конкретных условий эксплуатации самолетов, конструктивно-технологическими особенностями деталей или узлов шасси и мероприятиями по улучшению конструкции, технологии изготовления и ремонта шасси (табл. 5).

Как видно из табл. 5, весь статистический массив по отказам шасси самолетов в эксплуатации был классифицирован по трем направлениям.

1. Место базирования самолета, определяющее условия эксплуатации; дату выпуска самолета, характеризующую календарный срок его эксплуатации (срок службы); наработку

детали или узла шасси до проявления отказа и дату обнаружения отказа шасси.

2. Вид, место проявления и размеры отказа, а также конструктивно-технологические особенности повреждений детали или узла шасси. Поскольку характер отказа в значительной степени обусловлен исходным конструкционным материалом, видом заготовки и технологией изготовления узла или детали, то на каждый конструктивный элемент дана подробная технологическая характеристика.

3. Содержит информацию о конструктивных, технологических и ремонтных мероприятиях, проводимых с деталями и узлами шасси самолетов за период эксплуатации.

Конструктивные мероприятия обусловлены необходимостью совершенствовать и корректировать решения, принятые при проектировании, на основе данных, полученных при испытаниях и в эксплуатации. Они характеризуют совершенство методов проектирования и расчета, а также динамику улучшения конструкции изделий от серии к серии.

Технологические мероприятия в большой степени представлены контрольным производственным комплексом и в меньшей — изменениями технологических процессов изготовления и сборки. Это можно объяснить тем, что значительное усложнение конструкций и повышение требований к качеству, а также обеспечение стабильности высокого качества потребовало ужесточения методов контроля, более широкого применения аппаратных методов дефектоскопии в производстве.

Ремонтные мероприятия охватывают замены и восстановительный ремонт неисправных деталей или узлов. Замены, применяемые для поддержания надежности восстанавливаемого изделия, бывают трех видов:

1) по выработке ресурса, проводимые при капитальных ремонтах;

2) при отказах, когда конструктивный элемент нельзя восстановить;

3) вызванные установкой деталей или узлов, усовершенствованной конструкции.

Восстановительный ремонт включает комплекс ремонтных технологических операций, позволяющих устранить отказ и оставить отремонтированный конструктивный элемент на следующий срок эксплуатации.

Для определения взаимосвязи конструктивных элементов и их места в силовой схеме были использованы чертежи передней и основной стоек шасси. Знание усилий, действующих в шасси, и место неисправного конструктивного элемента в силовой схеме, позволили предварительно определить причины отказа и выбрать наиболее характерные виды отказов.

По описанной методике был собран большой статистический массив, содержащий около 1500 отказов более 700 конструктив-

ных элементов передней и основной стоек шасси за несколько лет эксплуатации парка транспортных самолетов.

Поскольку при определении параметров надежности как самолета, так и его отдельных систем и элементов необходимо знать общее количество и сроки выпуска самолетов, находящихся в эксплуатации, то для каждого типа серийного транспортного самолета были построены зависимости количества выпускаемых серий от времени производства (рис. 1).

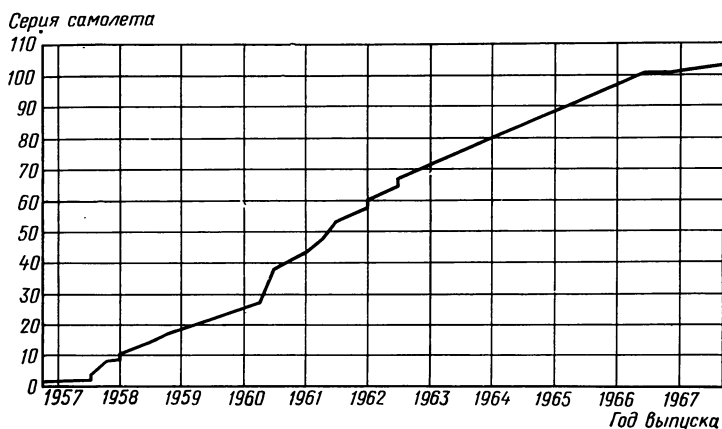


Рис. 1. График зависимости количества выпускаемых серий одного типа транспортного самолета от времени производства.

Затем для получения необходимых статистических закономерностей классифицированный таким образом материал был введен в ЭВМ «Минск-22» и подвергнут сортировке по всем характеристикам деталей или узлов (кроме технологической характеристики) согласно разработанной программе.

2. ПАРАМЕТР ПОТОКА ОТКАЗОВ И ХАРАКТЕРНЫЕ ВИДЫ ОТКАЗОВ ШАССИ

Наиболее распространенными отказами шасси, обнаруженными за этот период, являются трещины и износ конструктивных элементов стойки шасси, выполненных из сталей 30ХГСА и 30ХГСНА, для изготовления которых были использованы заготовки в виде штамповок и прутков (табл. 6).

Было также учтено, что в процессе эксплуатации самолётов поврежденные и изношенные элементы конструкции шасси восстанавливались или заменялись новыми. Мероприятия по повышению и обеспечение надежности шасси сведены в табл. 7

В силу того, что вероятность замены деталей по дефектам для различных групп серий самолетов за 5000 посадок не превышает 10% (рис. 2), то такое незначительное количество от-

Распределение отказов шасси

Характер распределения отказов	Количество отказов m_0	Процентное отношение отказов шасси к общему количеству отказов самолетов
--------------------------------	--------------------------	--

По видам отказа

Трещины	357	29,0
Износ	281	23,0
Коррозия	154	12,6
Разрушение	143	11,6
Наклеп	98	8,0
Задиры	92	7,5
Увеличение люфта	51	4,2
Заедание и схватывание	27	2,2
Отказ готового изделия	23	1,9

По маркам материала

Сталь	888	78,0
Дуралюмин	118	10,4
Бронза	61	5,4
Магниевый сплав	27	2,4
Резина	44	3,9

По маркам стали

30ХГСНА	564	62,3
30ХГСА	279	32,3
Сталь 45	21	2,4

По видам заготовок

Труба	371	33,1
Горячая штамповка	356	31,7
Круг или прутки	223	19,9
Лист	70	6,2
Профиль	46	4,1
Литье	29	2,6
Нормаль	27	2,4

казов и замен деталей шасси, приходящихся на самолёт, дает основание (с некоторым приближением) считать распределение наработки шасси до первого отказа экспоненциальным.

Поскольку шасси — система многократного действия со значительным числом последовательно соединенных элементов, которые в случае отказа заменяются исправными, то наблюдается поток отказов.

Практически отказы стоек шасси в течение значительного срока эксплуатации самолетов возникают по одиночке, т. е. в определенный момент времени возникает только один отказ.

Восстановительные и ремонтные мероприятия

Наименование	Количество	Процентное отношение мероприятий по шасси к общему количеству мероприятий
Без изменения	745	52,2

Конструктивно-технологические

Изменение геометрии конструкции	356	25,0
Изменение технологической обработки	197	13,8
Изменение материала	102	7,1
Другие виды мероприятий	28	2,0

Ремонтные

Восстановительный ремонт	879	60,0
Замена по дефекту	535	36,3
Замена на новую серию	54	4,0
Замена по ресурсу	5	0,4

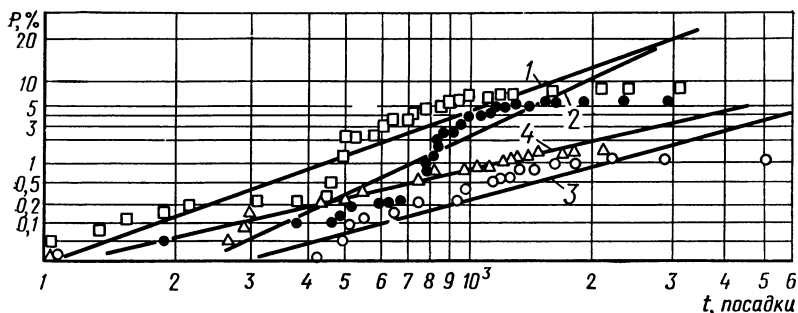


Рис. 2. График распределения наработок (в посадках) парка транспортных самолетов до замены деталей по дефектам:

1 — □ — серии 1—10; 2 — ● — серии 11—20; 3 — ○ — серии 21—30;
4 — △ — серии 31—40.

Согласно теории массового обслуживания, если в один момент времени возникает только один отказ [79, 80], поток отказов называется ординарным и параметр потока отказов

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{p(t, t + \Delta t)}{\Delta t},$$

где Δt — рассматриваемый промежуток времени;
 $p(t, t + \Delta t)$ — вероятность появления одного отказа в этот промежуток времени.

Характеристики потока отказов и деталей стойки шасси транспортного самолета

Вид отказа	Наименование узла или детали	Место проявления	Число отказов m_0	Количество стоек шасси	Наработка t , посадок	Параметр потока отказов $\lambda \cdot 10^{-4}$, 1/посадки	Наработка на отказ $T \cdot 10^4$, посадок	Среднее квадратичное отклонение $S_\lambda \cdot 10^{-4}$, 1/посадки	Коэффициент вариации v_λ
Наклеп » »	Болт Узел соединения амортизационной стойки Болт	В резьбе Отверстие в соединении Посадочные поверхности	28 18 21	420 950 840	1921 1168 1921	0,35 0,16 0,13	2,86 6,25 7,6	0,066 0,038 0,028	0,19 0,24 0,21
Разрушение Износ Износ, пластическая деформация То же Надрывы	Поршень Болт Ушковый болт Ось тележки Ушковый болт Ось тележки	Поверхность В резьбе Обойма » По соединению Трущиеся поверхности	5 18 18 18 7 24	950 920 950 950 860 950	1116 1313 1168 1168 1742 1168	0,047 0,15 0,16 0,16 0,046 0,216	21,27 6,67 6,25 6,25 21,7 4,63	0,021 0,035 0,038 0,038 0,018 0,044	0,45 0,23 0,24 0,24 0,39 0,2
Увеличение люфта Коррозия Трещина » Трещина »	Ушковый болт Ось тележки Букса Цилиндр Болт Шлиц-шарнир »	По соединению По материалу По соединению Сварной шов Галтели, канавки Отверстия Сопряженные поверхности	18 9 9 6 26 1310 18 8	410 1000 500 790 450 950 950	2026 845 845 2217 1310 1170 1860	0,217 0,106 0,213 0,034 0,44 0,16 0,045	4,61 9,4 4,7 29,4 2,27 6,25 22,2	0,051 0,035 0,071 0,014 0,085 0,038 0,016	0,235 0,33 0,33 0,41 0,2 0,24 0,35
» » »	Поворотный хомут Поршень амортизатора То же	То же По хрому Внешнее кольцо	31 12 8	345 920 960	2880 1345 1066	0,31 0,097 0,078	3,22 10,3 12,8	0,018 0,028 0,028	0,058 0,29 0,36

Зависимость количества мероприятий по повышению надежности от наработки для стоек шасси

Серия самолета	Наработка, t	Количество мероприя- тий, m	Интервал наработки, Δt	Параметр потока ме- роприятий, $\lambda \cdot 10^{-4}$	Среднее квадратичное отклонение, $SA \cdot 10^{-4}$	Наработка, t	Количество меро- приятий, m	Интервал наработки, Δt	Параметр потока ме- роприятий, $\lambda \cdot 10^{-4}$	Среднее квадратичное отклонение, $SA \cdot 10^{-4}$	Наработка, t	Количество меро- приятий, m	Интервал наработки, Δt	Параметр потока ме- роприятий, $\lambda \cdot 10^{-4}$	Среднее квадратичное отклонение $SA \cdot 10^{-4}$
Конструктивно-технологические мероприятия															
Усиление контроля															
1—10	474	15	474	3,16	0,8159	474	27	474	5,7	1,097	474	42	474	2,861	0,441
	502	15	28	53,6	13,839	501	33	27	122	21,237	501	47	27	174	25,38
	611	14	109	12,8	3,4209	505	30	49	61,2	11,17	514	35	13	269	45,47
	785	14	174	8,05	2,1514	611	24	61	39,3	8,022	611	34	97	35,1	6,02
	1066	17	281	6,05	1,4673	714	24	103	23,3	4,756	720	30	109	27,52	5,024
	3315	19	2249	0,84	0,1927	785	25	71	35,2	7,04	785	33	65	50,77	8,84
						872	27	87	31,0	5,966	929	35	144	24,31	4,11
						986	38	114	33,3	5,402	986	43	57	75,44	11,504
						1172	30	186	16,1	2,9394	1172	40	186	21,51	3,401
						3500	31	1862	1,66	0,298	3500	41	2328	1,761	0,275
11—20	824	16	824	1,94	0,485	763	29	763	3,8	0,706	786	38	748	5,08	0,82
	930	15	106	14,15	3,6535	824	24	61	39,34	8,03	839	32	91	35,165	6,22
	1073	16	143	11,19	2,797	845	24	21	114,29	23,33	850	30	11	272,7	49,79
	1168	17	95	17,89	4,3389	930	29	85	34,12	6,336	929	35	79	44,3	7,49
	1646	16	478	3,35	0,8375	990	22	60	36,67	7,818	988	44	59	74,6	11,246
	2743	16	1097	1,46	0,365	1133	29	143	20,28	3,766	1133	46	145	31,7	4,67
						1168	30	35	85,71	15,648	1168	42	35	120	18,52
						4920	26	3752	0,69	0,1353	1861	29	693	4,185	0,778
											4920	28	3059	0,915	0,173

$\lambda \cdot 10^{-4} \text{ 1/посадки}$

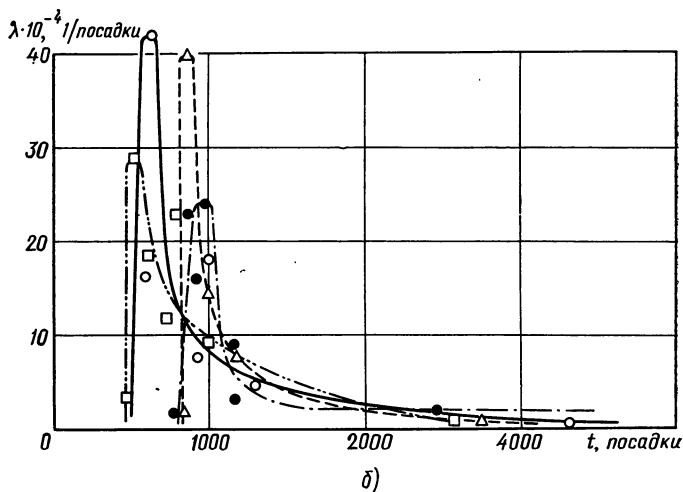
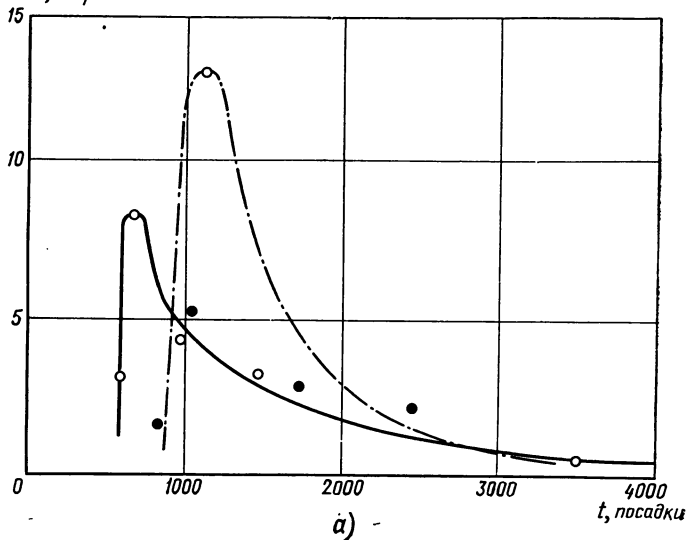


Рис. 3. График зависимости параметра λ потока отказов стоек шасси от наработки двух групп серий транспортных самолетов:

а — трещины: —○— серии 1—10; —●— серии 11—20;
 б — замена по дефекту: —○— серии 1—10; —●— серия 11—20; износ: —□— серии 1—10; —△— серии 11—20.

В данном исследовании для анализа было выбрано три вида отказов—трещины, износ и разрушение, поскольку появление этих отказов нарушает работоспособность силовой конструкции стойки шасси самолета.

Изучение статистических закономерностей параметра потока отказов шасси (табл. 8) показало, что для стоек шасси парка транспортных самолетов после некоторого периода приработки

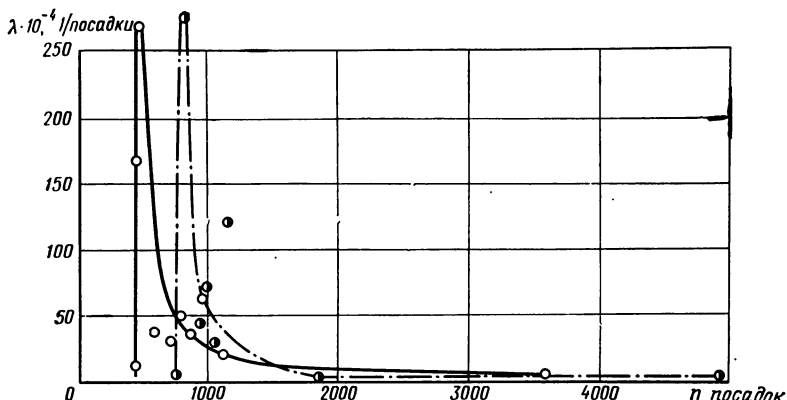


Рис. 4. График зависимости параметра λ потока мероприятий стоек шасси от наработки двух групп серий транспортных самолетов: конструктивно-технологические: —○— серии 1—10; —●— серии 11—20; усиление контроля: —□— серии 1—10; —△— серии 11—20; повышение надежности: —■— серии 1—10

имеет место так называемый простейший поток отказов (рис. 3).

Участок резкого увеличения параметра потока отказов, составляющий примерно 1/5 ресурса стойки шасси, можно расценивать как период доводки конструкции и отработки процесса производства. Этому периоду соответствует максимальная интенсивность замен неисправных деталей и подавляющее количество мероприятий по повышению надежности, хотя эти мероприятия разрабатываются регулярно на основе информации об отказах в эксплуатации (табл. 9).

Действительно, наибольшее количество конструктивно-технологических мероприятий приходится на первые десять серий и наработку, соответствующую первому капитальному ремонту (рис. 4). Замены отказавших элементов, доработка конструкции, усиление производственного контроля и методов обслуживания в эксплуатации приводят к снижению и стабилизации параметра потока отказов шасси для последующих групп серий самолетов (рис. 5).

Отработка первых серий и учет накопленной информации об отказах при проектировании и изготовлении последующих серий

обуславливают стабилизацию средних значений параметра потока отказов стоек шасси примерно с 20-й серии (табл. 10).

Следовательно, ординарный поток отказов без последствия серийной стойки шасси после доработки конструкции и ряда восстановительных ремонтов становился стационарным. Такой поток иначе называют простейшим.

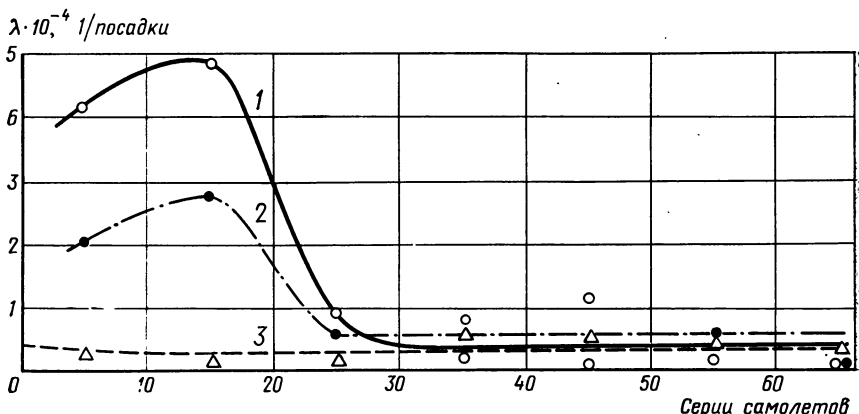


Рис. 5. График зависимости параметра λ потока отказов стоек шасси от серии транспортного самолета:

1 — ○ — износ; 2 — ● — трещины; 3 — △ — разрушения.

Поскольку период доводки конструкции по сравнению с ресурсом и длительностью выпуска одного типа стойки шасси достаточно мал, то при проектировочных расчетах на надежность силовой конструкции шасси поток отказов за весь период эксплуатации можно считать простейшим.

Вероятность безотказной работы Pm_0 силовой конструкции шасси для установившегося значения параметра потока отказов определялась на основе предположения об экспоненциальном законе распределения наработок до отказа. В этом случае распределение числа отказов m_0 за время t подчиняется закону Пуассона и вероятность появления отказа

$$Pm_0 = \frac{1}{m_0!} [m_{0.ср}(t)]^{m_0} e^{-m_{0.ср}(t)},$$

где $m_{0.ср}(t)$ — среднее число отказов на промежутке времени t .

В случае постоянного значения параметра потока отказов ($\lambda = \text{const}$), имеющего место после отработки конструкции, ве-

Параметр потока отказов стоек шасси

Серия самолета	Вид отказа	Число отказов m_0	Средний параметр потока отказов $\bar{\lambda} \times 10^{-4}$, 1/посадки	Среднее квадратичное отклонение $S_{\lambda} \cdot 10^{-4}$, 1/посадки	Наработка на отказ T , посадок
1—10	Трещины	72	2,06	0,24	4 854
11—20		68	2,79	0,34	3 584
21—30		15	0,676	0,167	14 793
31—40		17	0,885	0,215	11 299
41—50		17	1,126	0,273	8 881
51—60		12	0,642	0,185	15 576
61—70		2	0,116	0,082	86 207
1—10	Износ	107	4,18	0,404	2392,3
11—20		77	4,86	0,55	2057,6
21—30		13	0,97	0,27	10309,3
31—40		3	0,23	0,13	43478,3
41—50		2	0,15	0,11	66666,7
51—60		4	0,21	0,105	47619,0
61—70		1	0,13	0,13	76923,1
1—10	Разрушения	8	0,24	0,085	41667
11—20		2	0,08	0,057	125000
21—30		6	0,11	0,045	90909
31—40		12	0,55	0,159	18182
41—50		7	0,52	0,197	19231
51—60		5	0,45	0,201	22222
61—70		3	0,39	0,225	25641
1—10	Замена по дефекту	117	3,53	0,32	2832,9
11—20		104	4,23	0,41	2364,1
21—30		18	0,34	0,08	29411,8
31—40		20	0,92	0,21	10869,6
41—50		13	0,86	0,24	11627,9
51—60		7	0,64	0,24	15625,0
61—70		6	0,35	0,14	28571,4

роятность безотказной работы P на промежутке времени t будет

$$P(t) = e^{-\lambda t} = e^{-t/T}, \quad (1)$$

где $T=1/\lambda$ — наработка на отказ.

Определенная по уравнению (1) вероятность P безотказной работы силовой конструкции шасси для основных видов отказов в зависимости от длительности эксплуатации (рис. 6) показывает тенденцию повышения надежности стоек шасси от первых серий к последующим. Полученные эксплуатационные функции

распределения долговечности (рис. 7) приведены для случая, учитывающего возможность возникновения трещин, разрушения, износа; трещин и разрушения; трещин, износа и разрушения. Аналогичные зависимости, полученные для деталей стоек шасси,

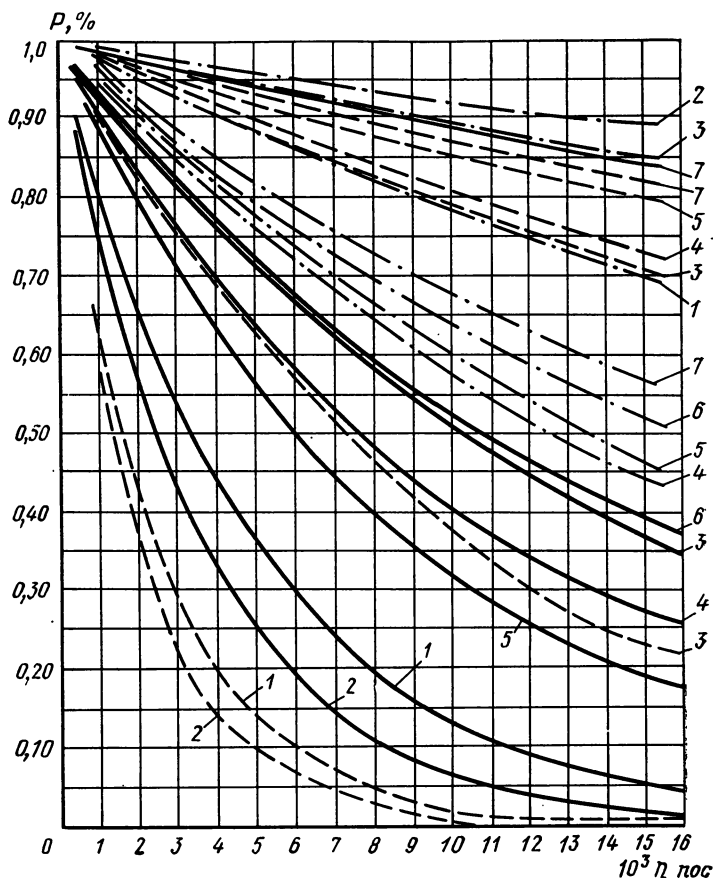


Рис. 6. График вероятности появления отказов стоек шасси пар-ка транспортных самолетов в зависимости от наработки:

— — трещины; - - - - износ; - · - · - разрушения; 1 — серии 1—10; 2 — серии 11—20; 3 — серии 21—30; 4 — серии 31—40; 5 — серии 41—50; 6 — серии 51—60; 7 — серии 61—70.

приведены на рис. 8. Как видно из графика рис. 7 наиболее низкая вероятность безотказной работы при возникновении трещин.

Таким образом, анализ результатов статистических данных по отказам шасси в эксплуатации показал, что в силовой конструкции шасси наиболее распространены трещины, усталостные

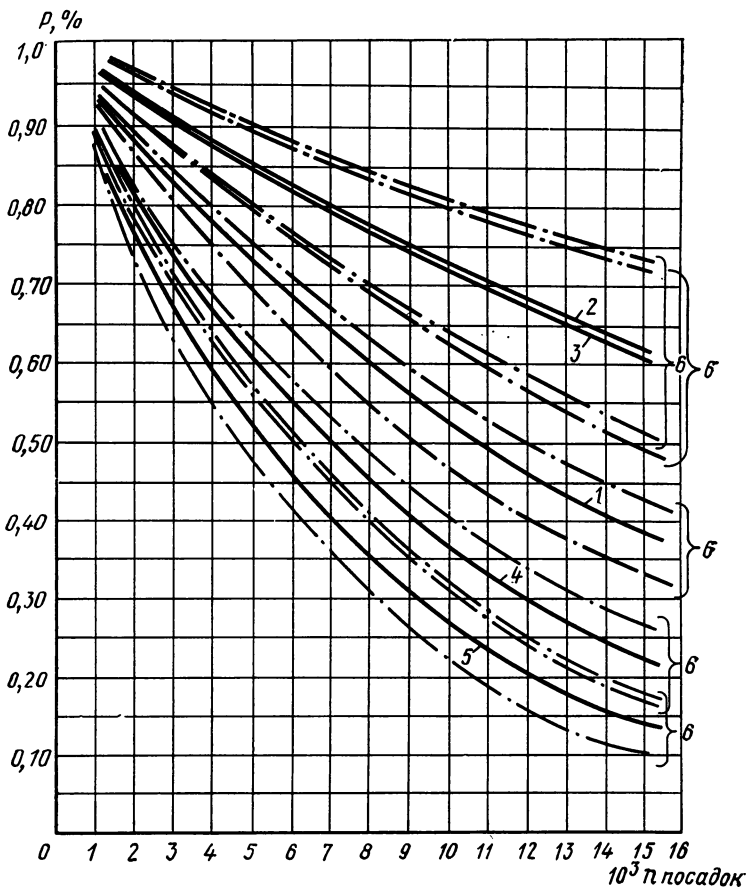


Рис. 7. График распределения долговечности силовой конструкции шасси транспортного самолета по видам отказов:

Позиция	Вид отказа	Средний параметр потока отказов $\lambda \times 10^{-4}$, 1/посадки	Среднее квадратичное отклонение $S_{\lambda} \times 10^{-4}$, 1/посадки
1	Трещины	0,69	0,184
2	Разрушение	0,33	0,165
3	Износ	0,34	0,149
4	Трещины и разрушения	1,02	0,247
5	Трещины, разрушения и износ	1,36	0,278
6	90%-ный доверительный интервал		

разрушения и износ силовых шарнирно-болтовых соединений, причем все виды отказов являются результатом действия переменных нагрузок при взлете и посадке.

Наиболее часто усталостные повреждения возникают в деталях с концентраторами напряжений в виде галтелей, канавок и сопряжений, а также в силовых шарнирно-болтовых соединениях.

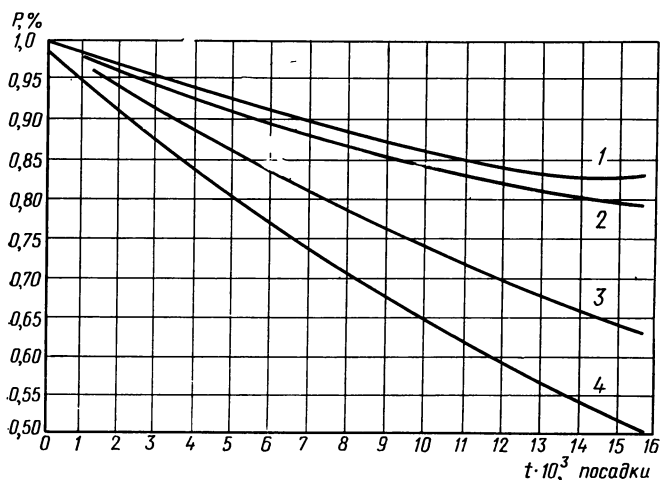


Рис. 8. График распределения долговечности деталей шасси транспортного самолета по видам отказов:

Позиция	Наименование детали	Вид отказа	Наработка $t \cdot 10^3$, посадки	Параметр потока отказов $\lambda \cdot 10^{-4}$, 1/посадки	Среднее квадратичное отклонение $S_{\lambda} \times 10^{-4}$, 1/посадки
1	Болт	Разрушение	67	0,15	0,035
2	Шлиц-шарнир	Трещины в отверстиях	62,5	0,16	0,038
3	Поворотный хомут	Трещины в сопряженных поверхностях	62,2	0,31	0,018
4	Болт	Трещины в галтели	22,7	0,44	0,085

Распределения длин трещин, обнаруженных во время ремонта по сварному шву стоек шасси и по проушинам соединения, приведены на рис. 9.

Эксплуатационные функции распределения долговечности шасси являются важными характеристиками надежности конструкций. На рис. 10 для примера приведена эмпирическая функция распределения долговечности нижнего звена шлиц-шарнира

основной стойки шасси. За критерий отказа в данном случае принималось появление усталостной трещины по большой проушине.

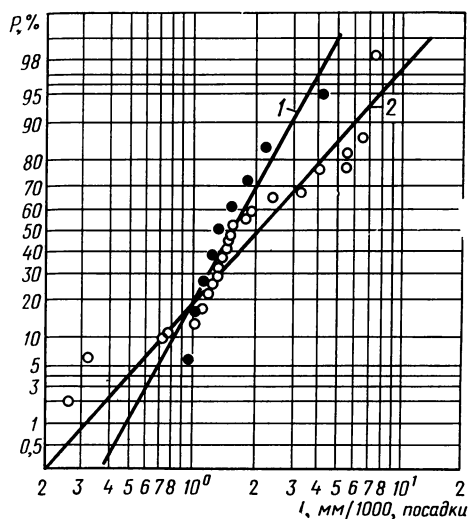


Рис. 9. График распределения длин трещин в стальных деталях шасси транспортного самолета:

1 — ● — трещина в проушине; 2 — ○ — трещина по сварному шву

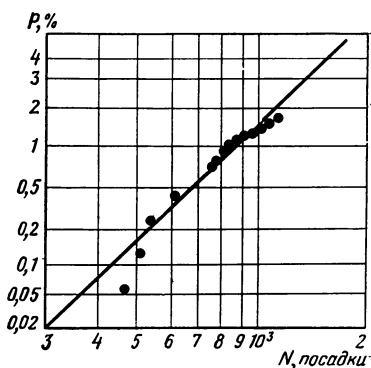


Рис. 10. Функция распределения долговечности нижнего звена шлиц-шарнира по данным эксплуатации

Полученные из статистической обработки отказов эмпирические функции распределения долговечности элементов конструкций могут быть использованы для апробирования методов расчета долговечности по параметру вероятности разрушения.

ГЛАВА II

СТАТИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАГРУЖЕННОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ШАССИ

Оценку безопасного срока службы конструкции из условия усталостной прочности определяют обычно или путем проведения натурных испытаний, или расчетным путем на основе гипотезы суммирования усталостных повреждений с помощью методов теории вероятности. Для такой оценки прежде всего необходимо располагать сведениями о характере и особенностях нагружения конструкции в условиях эксплуатации, повторяемостью внешних нестационарных нагрузок и характеристиками их рассеивания. Поэтому в исследованиях ресурса конструкций одним из основных направлений должен явиться анализ их реальной нагруженности.

Известно, что нагрузки, действующие на элементы конструкции самолета, являются, как правило, случайными функциями времени. Это объясняется большим количеством случайных факторов, влияющих на их повторяемость и характер чередования. Так, например, нагрузки, действующие на элементы взлетно-посадочных устройств, зависят от таких эксплуатационных факторов как вес самолета, тип и характер поверхности взлетно-посадочной полосы и рулежной дорожки, условия приземления и метеоусловия, качество амортизации, характер маневрирования и скорости при рулении по аэродрому, продолжительность руления, действия летного состава и др.

Самолеты одного и того же типа эксплуатируются обычно в различных климатических условиях, с различных аэродромов и т. п., поэтому нагрузки, действующие на элементы конструкций, изменяются довольно в широких пределах. Так, например, различие между повторяемостью нагрузок на шасси в аэропортах, имеющих бетонное покрытие, может достигать десятикратной величины.

Для надежной оценки ресурса конструкций необходимо располагать наиболее полными сведениями о переменной нагру-

женности и ее изменениях при варьировании основных эксплуатационных факторов. Достоверную информацию о повторяемости нагрузок можно получить лишь при исследовании наибольшего количества возможных вариантов эксплуатации. Естественно, что с увеличением объема статистических данных возрастает степень достоверности результатов исследования. Однако чрезмерное увеличение количества летного эксперимента ведет к неоправданным затратам времени и средств. В связи с этим в последнее время уделяется большое внимание изучению вопросов статистической оценки необходимого объема летного эксперимента и степени надежности получаемой информации. Исследование статистики основных эксплуатационных факторов (т. е. выявление наиболее типичных вариантов эксплуатации конкретного типа самолета, определение статистического распределения посадочного веса, средней и максимальной продолжительности основных этапов эксплуатационного цикла, например, руления и т. д.) и их влияние на нагруженность конструкций позволяет сократить необходимое число рассматриваемых вариантов и при небольшом количестве экспериментов получить достоверную информацию об эксплуатационных спектрах переменных нагрузок.

Для получения характеристик повторяемости нагрузок на элементы шасси на одном аэродроме достаточно измерить нагрузки при 5—10 взлетах и посадках (включая и руление). Более полные и точные данные могут быть получены по результатам измерений на нескольких, наиболее характерных типах аэродромов, что, однако, значительно увеличивает необходимое количество экспериментов. Следует отметить, что для повышения достоверности результатов измерения нагрузок на каждом типовом аэродроме должны проводиться в разное время года, при сухой и мокрой взлетно-посадочной полосе, с применением различных средств торможения. Кроме того, нагруженность шасси необходимо исследовать при различных аварийных ситуациях таких, как, например, прерванный взлет.

Для оптимального проектирования деталей с учетом влияния на долговечность конструктивно-технологических факторов необходимо знание эксплуатационных нагрузок, характерных именно для самих проектируемых деталей. Естественно, что получить такие данные до того, как детали будут изготовлены и введены в эксплуатацию, невозможно. Предварительную информацию о нагруженности проектируемых деталей можно получить с помощью записей нагрузок по уже существующим в эксплуатации элементам конструкций, которые могут служить в качестве первых приближений для аналогичных элементов, находящихся в стадии проектирования. Отсюда возникает потребность в проведении работ, направленных на систематический сбор и обработку данных, необходимых для получения

классифицированных спектров нагрузок для различных типовых конструкций и элементов самолетов.

В настоящее время систематическое накопление и сравнение данных по характеристикам нагруженности типовых конструкций затруднены тем, что в понятии цикла при случайном нагружении нет определенной ясности, а это приводит к многообразию вводимых различными авторами понятий условного цикла случайного нагружения, а следовательно, к применению различных методов расшифровки и систематизации информации, получаемой непосредственно из эксперимента. Аналогичные затруднения возникают при сравнении результатов расчетов на долговечность элементов конструкций с учетом случайного характера их нагружения, а также результатов программных усталостных разрушений.

1. НЕКОТОРЫЕ МЕТОДЫ СИСТЕМАТИЗАЦИИ НАГРУЗОК

Исследование нагруженности реальных конструкций в условиях эксплуатации проводят обычно тензометрированием с записью информации при помощи оптических, магнитных, механических и других регистраторов. Наиболее перспективным следует считать способ записи на магнитную ленту, который позволяет вести непосредственную автоматическую обработку зарегистрированной информации на ЭВМ.

Обработку и анализ результатов измерений в зависимости от требуемой точности и необходимой скорости выполнения осуществляют вручную или с помощью специальных полуавтоматических и электронно-вычислительных машин.

Для более оперативного и глубокого анализа большого объема информации применяют устройства автоматического анализа записей нагрузок, позволяющие определять такие характеристики случайных процессов нагружения, как среднее значение, дисперсию, корреляционную функцию, спектральную плотность, условные законы распределения.

Для обработки записей случайных нагрузок и их описания при составлении программ усталостных ресурсных испытаний и оценке долговечности конструкций расчетным путем используют в основном две группы статистических методов:

1) методы непосредственной систематизации или счетные методы;

2) методы теории случайных функций.

Счетные методы основаны на непосредственном подсчете переменных величин и классификации их по уровням с учетом статистической частоты появления. Эти методы при сравнительно небольшой трудоемкости позволяют получить в цифровой форме информацию об уровнях фактических перегрузок и их повторяемости.

Счетные методы обработки записей случайных нагрузок имеют несколько разновидностей в зависимости от применяемых методов систематизации, которые различаются между собой параметром случайного процесса нагружения, принимаемым за переменную величину. В счетных методах обработки за случайную величину может приниматься или только амплитуда (причем в качестве амплитуды в зависимости от конкретного метода систематизации могут приниматься экстремальные значения, половины размахов и т. п.), или амплитуда и среднее значение цикла. В последнем случае в результате систематизации случайного процесса количество информации увеличивается.

Следует отметить, что в основе всех методов систематизации лежит одно и то же положение об эквивалентности реального процесса нагружения систематизированному.

Счетные методы не дают информацию о частотном характере нагружения конструкций и о последовательности чередования циклов различной величины. Однако они нашли широкое применение в инженерной практике и, как правило, оправдывают свое применение в экспериментальных и теоретических исследованиях ресурса конструкций. Это объясняется прежде всего тем, что на процесс накопления усталостного повреждения наиболее существенное влияние по сравнению с порядком чередования и частотой воздействия амплитуд нагрузок оказывает их величина и повторяемость.

При систематизации одних и тех же процессов нагружения различными методами получаются разные виды и параметры статистических законов распределения амплитуд нагрузок. Это затрудняет проведение работ, направленных на получение классифицированных спектров амплитуд нагрузок для типовых элементов, и разработку программ ресурсных усталостных испытаний для вновь проектируемых конструкций. При использовании различных методов систематизации расчетная долговечность одного и того же элемента может отличаться в десятки раз.

Правильность применения того или иного метода систематизации случайного процесса нагружения, так же как и расчетных методов определения долговечности, может быть подтверждена только совпадением расчетных и экспериментальных величин долговечности, полученных при программных усталостных испытаниях и в эксплуатации.

За последнее время С. С. Дмитриченко, Е. Г. Бугловым, О. Ф. Трофимовым, А. С. Гусевым и др. был проведен ряд теоретических и экспериментальных работ по исследованию методов систематизации и оценке объективности получаемой информации. На основе результатов этих работ наметилась тенденция к сокращению числа практически применяемых методов систематизации.

Методы систематизации согласно правилам определения амплитуд циклов, выбора экстремальных значений и учета асимметрии цикла, могут быть объединены в отдельные группы.

В методе систематизации по экстремальным значениям подсчитывают положительные и отрицательные относительно среднего уровня амплитуды нагрузок. Экстремальная положительная амплитуда нагрузок приводится в сочетании с равной по абсолютной величине экстремальной амплитудой, образуя таким образом систематизированный цикл.

В данном случае процесс нагружения, составленный из систематизированных циклов, получается более нагруженным по сравнению с реальным процессом нагружения. Метод систематизации по экстремальным значениям, в свою очередь, имеет несколько разновидностей: метод с учетом экстремумов, превышающих определенную заданную величину, метод с учетом одного экстремума между двумя соседними пересечениями среднего уровня и др.

При систематизации по методу размахов подсчитывают разности между двумя пиковыми значениями нагрузки, т. е. размахи. Восходящие ветви циклов принимаются за положительные, нисходящие — за отрицательные. Половина величины каждого размаха принимается за амплитуду систематизированного цикла, который представляется симметричным относительно среднего уровня нагрузки.

Этот метод систематизации дает информацию о происходящих изменениях нагрузки и о последовательности ее приложения, однако не дает представления о фактической величине пиковых нагрузок и асимметрии цикла.

Метод размахов также имеет несколько разновидностей. Так при подсчете методом размахов, превышающих заданную величину, или методом укрупненных размахов игнорируются промежуточные изменения нагрузки, не превышающие определенную величину размаха. В целом можно отметить, что модификации метода размахов, в которых за случайную переменную величину принимается также амплитуда, дают, как правило, заниженные спектры повторяемости нагрузок, что может привести к неоправданно завышенным расчетным оценкам ресурса.

Методом размахов можно подсчитывать нагрузки с учетом среднего значения каждого цикла. В этом случае за случайную величину, кроме амплитуды, принимается и среднее значение каждого фактического цикла, такой метод часто называется методом полусумм (полуразностей). Распределение амплитуд, получаемое в результате статистической обработки методом полусумм (полуразностей), будет являться двухмерным, что, естественно, увеличивает количество информации о реальном процессе нагружения, вследствие чего метод систематизации по размахам находит более широкое применение в практике.

При систематизации случайного процесса нагружения мето-

дом полных циклов пара ближайших друг к другу равных амплитуд противоположного знака объединяется для получения полного цикла нагрузки. Суть этого метода подсчета состоит в том, что процесс изменения нагрузки рассматривается как состоящий из основных и промежуточных циклов, наложенных на основные и имеющих амплитуду меньше, чем основные. Деление это условно, так как основной цикл рассматривается как промежуточный, если он наложен на цикл с большей амплитудой. Систематизацию этим методом удобно осуществить последовательным исключением из процесса промежуточных циклов с постепенно возрастающими амплитудами.

При систематизации по полным циклам учитывается низкочастотное периодическое изменение уровня нагрузки, что выгодно отличает этот метод от других.

Обрабатывать записи нагрузок при помощи метода полных циклов можно и с учетом среднего значения цикла. В этом случае результаты обработки могут быть представлены в виде двухмерного распределения полных циклов.

При автоматической обработке записей случайных процессов находит применение метод расшифровки по пересечениям. В этом методе подсчитывается число пересечений кривой процесса нагружения с определенно заданными уровнями нагрузки. Метод пересечений дает только амплитудные значения нагрузки и их повторяемость.

Так как практическое применение находят различные методы расшифровки записей случайного процесса нагружения, то возникает вопрос о величине погрешностей каждого метода и о степени эквивалентности получаемых систематизированных процессов нагружения реальному. Надежную оценку объективности получаемой информации можно получить только экспериментальным путем, сопоставляя величины усталостной долговечности при случайном и программном нагружении с использованием при составлении программ различных методов систематизации.

В настоящее время на основе проведенного различными авторами ряда теоретических и экспериментальных работ принято считать, что наиболее объективную статистическую информацию о накоплении усталостного повреждения дает метод систематизации по полным циклам.

При обработке записей находят применение методы теории случайных функций, дающие более полное описание процесса изменения нагрузки и учитывающие порядок чередования амплитудных нагрузок и их частотный характер.

Параметры распределения амплитуд нагрузок, необходимые для проведения расчетов по определению долговечности элементов конструкции, в случае обработки нагрузок методами теории случайных функций получают аналитическим путем. Вид распределения амплитуд нагрузки однозначно определяется только

в случае, если для математического описания нагруженности используется какая-либо модель случайного процесса. Задача аналитического определения функции распределения амплитуд по известной спектральной плотности упрощается, если принять допущение о нормальности случайного процесса.

Однако допущение о стационарности процесса нагружения элементов конструкций очень часто не соответствует действительности, что приводит к существенным ошибкам при определении долговечности деталей расчетным путем.

2. ЗАКОНОМЕРНОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ И ПАРАМЕТРЫ АМПЛИТУД НАГРУЗОК ШАССИ

Для установления закономерностей распределения амплитуд нагрузок были исследованы интегральные нагрузки, действующие на шасси в направлении осей самолета. Нагрузки или напряжения в конкретных узлах, деталях и сечениях шасси определялись на основе силового и подетального расчета шасси.

Летные испытания проводились на двух типах серийных транспортных самолетов (А и Б) в различных эксплуатационных условиях при взлетных весах 47—60 т; 54—70 т и посадочных весах 46,5—52,5 т; 53—62 т соответственно. Средняя продолжительность записи при взлете и посадке равнялась 35—40 с. Внешние нагрузки, действующие на шасси, измеряли тензодатчиками, наклеенными на стойки шасси (рис. 11).

Тарировку тензодатчиков проводили на земле статическим нагружением главных стоек шасси внешними нагрузками.

Нагрузки P_x , P_y , P_z определяли непосредственным измерением усилий в боковых и заднем подкосах стойки на основе установленных аналитических и корреляционных связей внешних нагрузок с усилиями в подкосах. Крутящий момент $M_{кр}$ измерялся тензодатчиками, установленными на коромысле тележки шасси.

Данные исследования, представленные в виде корреляционных таблиц и графиков интегральной и дифференциальной повторяемости амплитуд нагрузок P_a и среднего значения нагрузок $\bar{P}$ (табл. 11, 12) внешних нагрузок P_x , P_y , P_z , P_s , были получены после обработки осциллограмм методом размахов (полусумм и полуразностей), проведенной на полуавтоматическом дешифраторе.

Для учета влияния средних напряжений циклов на долговечность основных элементов шасси были определены эквивалентные амплитуды нагрузок

$$P_{a.эжв} = P_a + \psi \bar{P}, \quad (2)$$

где P_a — амплитуда нагрузок;
 $\bar{P}$ — среднее значение нагрузки;

$\psi = \frac{2\sigma_{-1} - \sigma_0}{\sigma_0}$ — коэффициент чувствительности материала к асимметрии цикла;
 σ_{-1} — предел выносливости при симметричном цикле;
 σ_0 — предел выносливости при пульсирующем цикле.

Для легированных сталей коэффициент чувствительности к асимметрии цикла $\psi = 0,3$ в растянутой зоне и $\psi = 0$ в сжатой зоне.

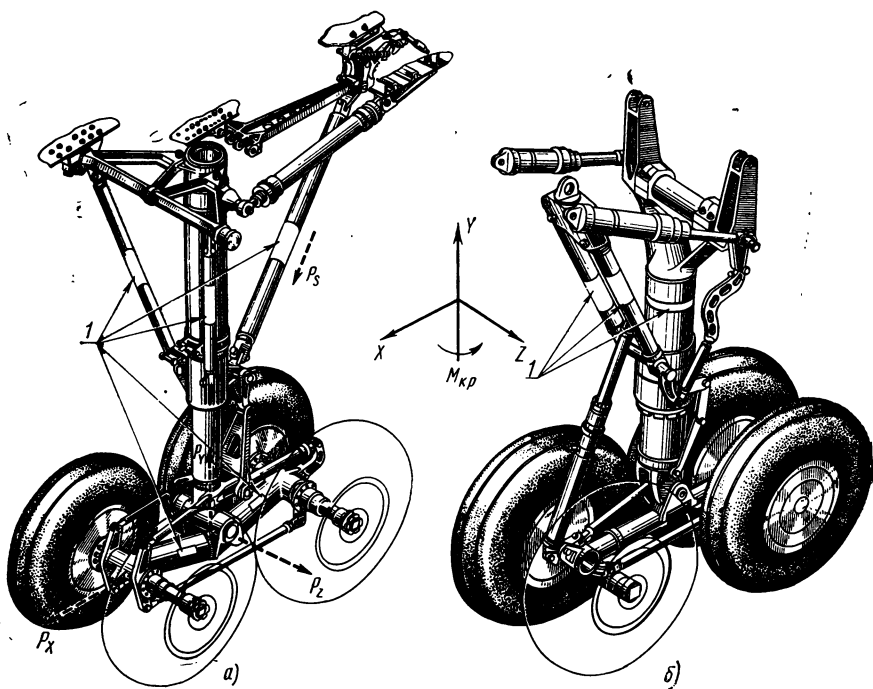


Рис. 11. Места установки тензодатчиков на стойках шасси транспортных самолетов:

а — самолет А; б — самолет Б; 1 — тензодатчики.

Спектр повторяемости внешних нагрузок P_s , оцененный по уравнению (2), приведен в табл. 13.

Суммирование по строкам и вычисление накопленной частоты позволили определить распределение амплитуд нагрузок, которое представлено в табл. 14.

Таким образом были обработаны все данные, характеризующие распределение амплитуд нагрузок при различных эксплуатационных условиях.

Интегральная повторяемость нагрузки P_S в заднем

$P_a, \text{т}$										
8	1,98	3,96	3,96	3,96	3,96	3,96	3,96	1,98	1,98	
7	1,98	18,92	16,94	16,94	12,98	12,98	9,92	7,92	1,98	
6	1,98	45,98	44	39,93	35,53	31,9	28,93	11,99	2,97	
5	1,98	119,9	116,93	112,97	99	94,93	41,91	24,97	3,96	
4	2,97	264,99	261,91	247,97	233,97	176,99	123,97	38,94	17,93	
3	2,97	671	663,3	649,99	464,2	407,99	220,99	135,96	19,8	
2	8,91	1536,92	1529,99	1298	1112,98	845,9	658,9	213,4	97,9	
1	8,91	2878,92	2728,99	2497	2156,99	1889,91	1266,98	821,92	143,99	
	—1	0	1	2	3	4	5	6	7	8

Дифференциальная повторяемость нагрузки P_S в заднем

$P_a, \text{т}$										
8	1,98	3,96	3,96	3,96	3,96	3,96	3,96	1,98	1,98	
7	0	14,96	12,98	12,98	9,02	9,02	5,94	5,94	0	
6	0	27,06	27,06	22,99	22,55	18,92	19,03	4,02	0,99	
5	0	73,92	72,93	73,04	63,47	63,03	12,98	12,98	0,99	
4	0,99	145,09	144,98	134,97	134,97	82,06	82,06	13,97	13,97	
3	0	406,01	401,39	402,05	230,25	231	97,02	97,02	1,87	
2	5,94	865,92	866,69	648,01	648,01	437,91	437,91	77,44	78,1	
1	0	1342	1199	1199	1044,01	1044,01	608,08	608,52	46,09	
	—1	0	1	2	3	4	5	6	7	8

Спектр повторяемости

$P_{a. экв}, \text{т}$										
10—11								1,98	1,98	
9—10						3,96	3,96	5,94	0	
8—9		3,96	3,96	3,96	9,02	9,02	5,94	4,02	0,99	
7—8	1,98	14,96	12,98	12,98	22,55	18,92	19,03	12,98	0,99	
6—7	0	27,06	27,06	22,99	63,47	63,03	12,98	13,97	13,97	
5—6	0	73,92	72,93	73,04	134,97	82,06	82,06	97,02	1,87	
4—5	0	145,09	144,98	134,97	230,23	231,0	97,02	77,44	78,1	
3—4	0,99	406,1	401,39	402,05	648,78	437,91	437,91	608,52	46,09	
2—3	0	865,92	866,69	648,01	1044,01	1044,01	608,08			
1—2	5,94	1342	1199	1199						
0—1	0									
	—1	0	1	2	3	4	5	6	7	8

Таблица 11

подкосе шасси самолета А за 11 взлетов с грунта

0,99	0,99											
0,99	0,99											
0,99	0,99											
1,98	0,99											
1,98	0,99											
3,96	1,98	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99			
5,94	3,96	2,97	2,97	1,98	1,98	0,99	0,99	0,99	0,99			
51,92	35,97	34,98	20,9	19,91	13,97	12,98	9,9	9,9	5,94	5,94		
9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	$\overline{P}$, т	

Таблица 12

подкосе шасси самолета А за 11 взлетов с грунта

0,99	0,99											
0	0											
0	0											
0,99	0											
0	0											
1,98	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99			
1,98	1,98	1,98	1,98	0,99	0,99	0	0	0	0			
45,98	32,01	37,01	17,93	17,93	11,99	11,99	8,91	8,91	5,94	5,94		
9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	$\overline{P}$, т	

Таблица 13

внешних нагрузок P_S

0,99	0,99											
0	0											
0	0											
0,99	0					0,99	0,99	0,99	0,99			
0	0					0,99	0	0	0			
1,98	0,99	0,99	0,99	0,99	11,99	11,99	8,91	8,91	5,94	5,94		
1,98	1,98	37,01	17,93	17,93								
45,98	32,01											
9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	$\overline{P}$, т	

Распределение амплитуд нагрузок

Эквивалентная амплитуда нагрузок $P_{a, экв}$	Число циклов N_i за один взлет	Накопленная частота		Приведенная амплитуда нагрузок $P_{a, экв}/\bar{P}_a$, где $\bar{P}_a = 2,1$
		N_H	$F_9, \%$	
10	0,54	1433,249	99,965	4,762
9	1,62	1432,709	99,93	4,256
8	3,715	1431,089	99,814	3,81
7	11,03	1427,374	99,555	3,333
6	24,48	1416,344	98,786	2,857
5	59,88	1391,864	97,078	2,381
4	107,486	1331,984	92,90	1,905
3	417,578	1224,498	85,4	1,429
2	461,52	806,92	56,265	0,952
1	345,4	345,4	24,064	0,476

Затем для подбора функции распределения амплитуд напряжений полученные опытные данные были нанесены на нормальную и экспоненциальную вероятностные бумаги (рис. 12). Как видно из графиков, точки хорошо ложатся на прямые линии экспоненциальной вероятностной бумаги, что подтверждает применимость экспоненциального закона распределения. Для других нагрузок результаты аналогичны.

Определение средних амплитуд $\bar{P}_{a, экв}$ для взвешивания эмпирических распределений, полученных при различных эксплуатационных условиях, было выполнено графическим интегрированием.

Для упрощения записи подразумеваем, что $x = P_{a, экв}$, а функцию вероятности распределения приведенных амплитуд нагрузок выразим через $F(x)$.

Определим математическое ожидание и дисперсию для функции распределения $F(x) = 1 - e^{-a(x-b)}$ при $x \geq b$, плотность вероятности которой $f(x) = ae^{-a(x-b)}$ при $x < b$, где a и b — параметры функции, причем $x \geq b$.

Математическое ожидание можно записать в виде

$$M(x) = \int_b^{\infty} xf(x) dx \quad (3)$$

и тогда, подставляя в выражение (3) $z = x - b$ и $dz = dx$, получим

$$M(x) = \int_0^{\infty} (z + b) ae^{-az} dz = \int_0^{\infty} zae^{-az} dz + b \int_0^{\infty} ae^{-az} dz = b + \frac{1}{a}.$$

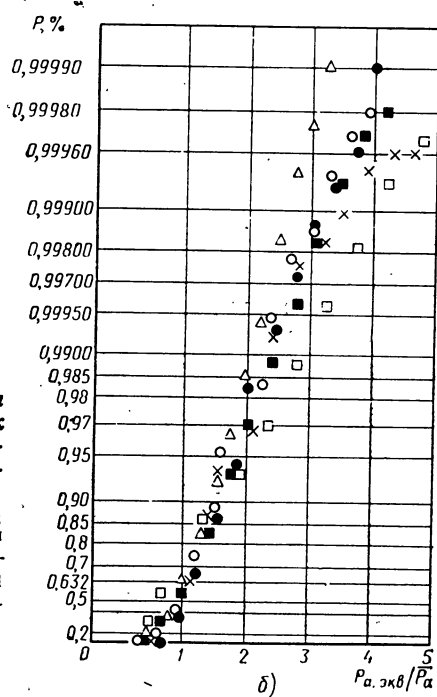
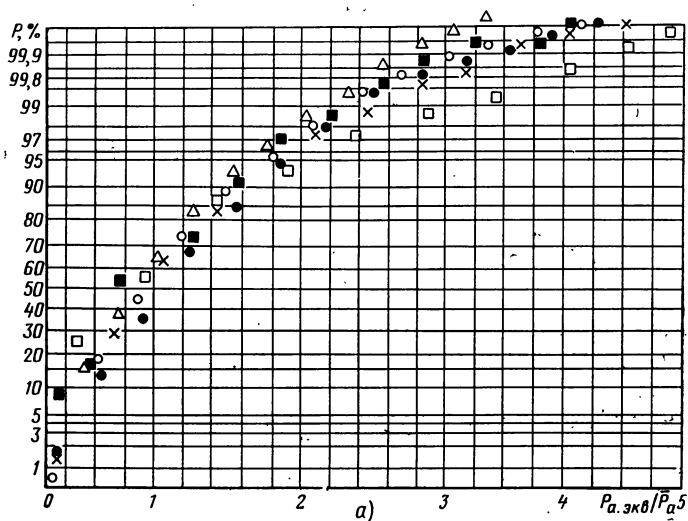


Рис. 12. График распределения эквивалентных амплитуд нагрузок $P_{\text{экв}}$, отнесенных к средним амплитудам по группам взлетов и посадок:

а — нормальная вероятностная бумага;
 б — экспоненциальная вероятностная бумага; Δ — 10 посадок на грунт; $\circ$ — 20 посадок; $\bullet$ — 28 посадок; $\square$ — 11 взлетов с грунта; $\blacksquare$ — 17 взлетов; $\times$ — 26 взлетов с бетона.

Дисперсию данной функции вычисляем по формуле

$$D\{x\} = S_x^2 = v_2(x) - M(x)^2, \quad (4)$$

где $v_2(x)$ — начальный момент 2-го порядка.

Первоначально вычислим $v_2(x)$, подставив $z = x - b$ и $dz = dx$:

$$\begin{aligned} v_2(x) &= \int_b^{\infty} x^2 f(x) dx = \int_0^{\infty} (z + b)^2 a e^{-az} dz = \int_0^{\infty} z^2 a e^{-az} dz + \\ &+ 2b \int_0^{\infty} z a e^{-az} dz + b^2 \int_0^{\infty} a e^{-az} dz = 2/a^2 + 2b/a + b^2. \end{aligned}$$

Далее, подставляя значения $v_2(x)$ и $M(x)$ в формулу (4), получим среднее квадратичное отклонение величины x

$$S_x^2 = v_2(x) - M(x)^2 = \frac{2}{a^2} + \frac{2b}{a} + b^2 - b^2 - \frac{2b}{a} - \frac{1}{a^2} = 1/a^2.$$

Таким образом, математическое ожидание и стандартное отклонение величины x выразим

$$M(x) = \frac{1}{a} + b$$

и

$$S_x = \frac{1}{a}.$$

Ввиду того, что опытные данные соответствуют различным условиям эксплуатации самолета, для получения параметров распределения амплитуд нагрузок, учитывающего всевозможные эксплуатационные варианты, было проведено смешивание ряда распределений.

Плотность вероятности смеси из j распределений можно представить в виде

$$f(x) = \sum_{i=1}^j c_i f_i(x),$$

где

$$\int_0^{\infty} f(x) dx = 1; \quad \sum_{i=1}^j c_i = 1.$$

Математическое ожидание смеси из j распределений запишем аналогично выражению (3)

$$M'(x) = M(x) = \int_0^{\infty} x f(x) dx = \sum_{i=1}^j c_i \int_0^{\infty} x f_i(x) dx = \sum_{i=1}^j c_i \left(b_i + \frac{1}{a_i} \right).$$

Дисперсию смеси вычисляем согласно уравнению

$$D\{x\} = S_x^2 = v_2(x) - M'(x)^2. \quad (5)$$

Вычислив для смеси из j распределений начальный момент 2-го порядка

$$\begin{aligned} v_2(x) = M'(x)^2 &= \int_0^{\infty} x^2 f(x) dx = \sum_{i=1}^j c_i \int_0^{\infty} x^2 f_i(x) dx = \\ &= \sum_{i=1}^j c_i \left(\frac{2}{a_i^2} + \frac{2b_i}{a_i} + b_i^2 \right) \end{aligned}$$

и подставив значения $v_2(x)$ и $M'(x)$ в уравнение (5), получим среднее квадратичное отклонение величины x для смеси из j распределений

$$\begin{aligned} S_x^2 = v_2(x) - M'(x)^2 &= \sum_{i=1}^j c_i \left(\frac{2}{a_i^2} + \frac{2b_i}{a_i} + b_i^2 \right) - \\ &- \left[\sum_{i=1}^j c_i \left(b_i + \frac{1}{a_i} \right) \right]^2. \end{aligned}$$

Параметры a и b были определены из опытных данных следующим образом.

Пусть известны для одного закона $F(x_i) = 1 - e^{-a(x_i - b)}$, тогда, представив $e^{-a(x_i - b)} = 1 - F(x_i)$ и прологарифмировав это выражение, будем иметь

$$-a(x_i - b) = \ln[1 - F(x_i)].$$

Обозначим $\ln[1 - F(x_i)]$ через d_i , в этом случае

$$-ax_i + ab = d_i, \quad (6)$$

где $i = 1, 2, 3, \dots, w$.

Умножим уравнение (6) на x_i и сложим

$$-a \sum_{i=1}^w x_i^2 + ab \sum_{i=1}^w x_i = \sum_{i=1}^w d_i x_i.$$

Умножим уравнения (6) на 1 и сложим

$$-a \sum_{i=1}^w x_i + wab = \sum_{i=1}^w d_i.$$

В итоге получим систему уравнений

$$\left. \begin{aligned} -a \sum_{i=1}^w x_i^2 + ab \sum_{i=1}^w x_i &= \sum_{i=1}^w d_i x_i; \\ -a \sum_{i=1}^w x_i + wab &= \sum_{i=1}^w d_i. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Решая систему уравнений (7), определим параметры двухпараметрического экспоненциального распределения величин a и b , характеризующего типичные эксплуатационные условия. Последовательность вычисления и расчетные таблицы показаны на примере нагрузки P_s в табл. 15 и 16.

Т а б л и ц а 15

К определению параметров двухпараметрического экспоненциального распределения нагрузки P_s

w	$P_{a. экв} = x_i, \tau$	x_i^2	$F(x_i)$	$1-F(x_i)$	d_i	$d_i x_i$	Результаты вычисления
1	2	4	0,5626	0,4374	-0,8279	-1,6558	$a=0,885$ $b=0,966$
2	3	9	0,8540	0,1460	-1,9242	-5,7726	
3	4	16	0,9290	0,0710	-2,6451	-10,5809	
4	5	25	0,9708	0,0292	-3,5335	-17,6675	
5	6	36	0,9878	0,0122	-4,4063	-26,4378	
6	7	49	0,9955	0,0045	-5,4036	-37,8252	
7	8	64	0,9981	0,0019	-6,2659	-50,1272	
8	9	81	0,9993	0,0007	-7,2644	-65,3796	
9	10	100	0,9996	0,0004	-7,824	-78,24	
Σ	54,0	384			-40,0949	-293,686	

Т а б л и ц а 16

К определению амплитудных значений нагрузки P_s смеси из j распределений

j	b_i	a_i	$1/a_i$	$M'(x)$	b_i^2	$2(1/a_i^2)$	$2(b_i/a_i)$	Результаты вычисления
1	0,966	0,885	1,1299	2,0959	0,93315	1,27667	1,0915	$M'(\bar{x})=3,06348$ $\overline{S_x^2}=1,7207$ $\overline{a}=0,762$ $\overline{b}=1,752$ $\overline{S_x}=1,3115$
2	1,51	0,787	1,2706	2,7806	2,2801	1,61442	1,9187	
3	2,26	0,827	1,2092	3,4692	5,1076	1,46216	2,7327	
4	1,81	0,867	1,1534	2,9634	3,2761	1,3303	2,0876	
5	2,63	0,853	1,1723	3,8023	6,9169	1,374287	3,0832	
6	2,05	0,820	1,2195	3,2695	4,2025	1,48718	2,5	
Σ			7,1549	18,3809	22,71635	17,09006	26,8274	

Обработанные по такой методике результаты тензометрирования в различных эксплуатационных условиях сведены в табл. 17.

Таблица 17

Показатели распределения эксплуатационных нагрузок

Наименование параметра	Самолет А			
	Координаты осей самолета			
	X	Y	Z	S
Среднее значение амплитуд нагрузок $\bar{P}_a$	1,152	4,331	0,707	3,064
Среднее квадратичное отклонение амплитуд нагрузок $S_{P_{a. экв}}$	0,906	1,376	0,671	1,312
Параметры распределения:				
$\bar{a}$	1,105	0,727	1,490	0,762
$\bar{b}$	0,247	2,955	0,034	1,752
Среднее число циклов нагрузок за одну взлето-посадку $\bar{N}$	—	9645,26	379,7	5408,56

Продолжение табл. 17

Наименование параметра	Самолет Б		
	Координаты осей самолета		
	X	Y	Z
Среднее значение амплитуд нагрузок $\bar{P}_a$	1,208	6,813	1,002
Среднее квадратичное отклонение амплитуд нагрузок $S_{P_{a. экв}}$	0,915	1,976	0,411
Параметры распределения:			
$\bar{a}$	1,093	0,506	2,430
$\bar{b}$	0,293	4,840	0,594
Среднее число циклов нагрузок за одну взлето-посадку $\bar{N}$	2217,75	2379,79	9464,22

Как указывалось ранее, каждый эксплуатационный вариант распределения амплитуд нагрузок после взвешивания наносился на график путем отнесения текущего значения величины амплитуды к среднему значению амплитуды данного варианта, полученному графическим интегрированием. Опытное распределение амплитуд нагрузок и принятое теоретическое распределение приведены на рис. 13 и 14, из которых видно, что предельный экспоненциальный закон, полученный предлагаемым мето-

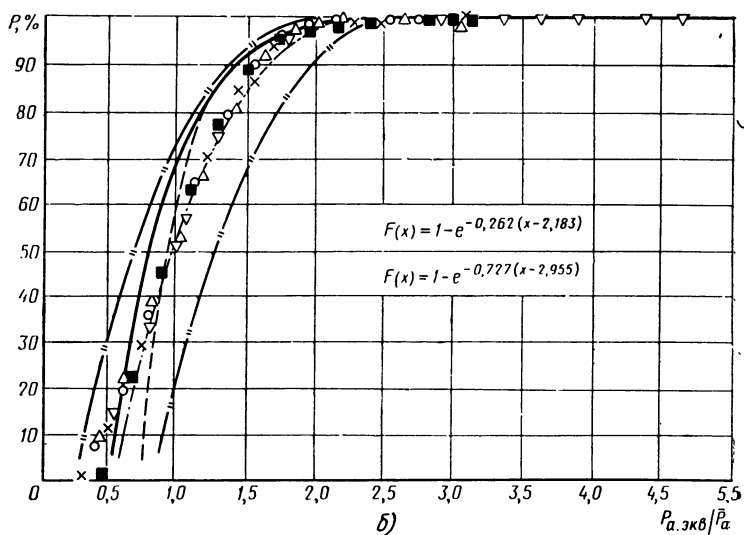
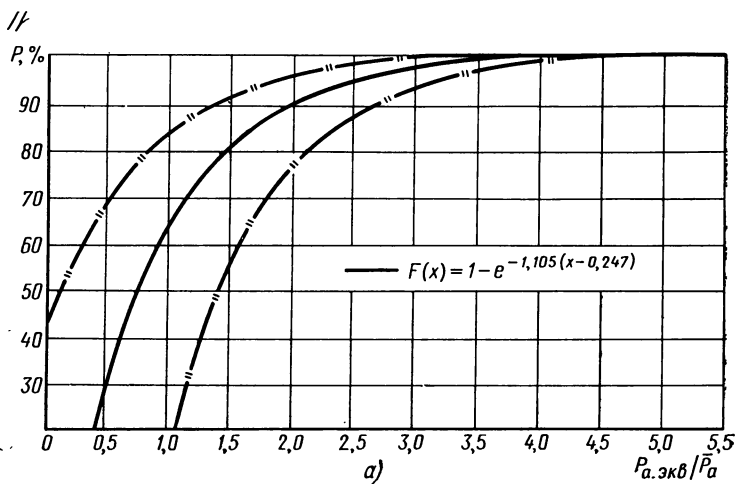
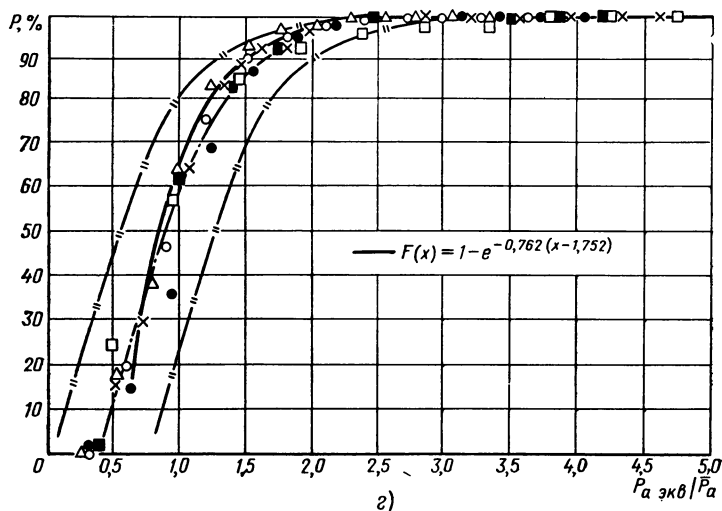
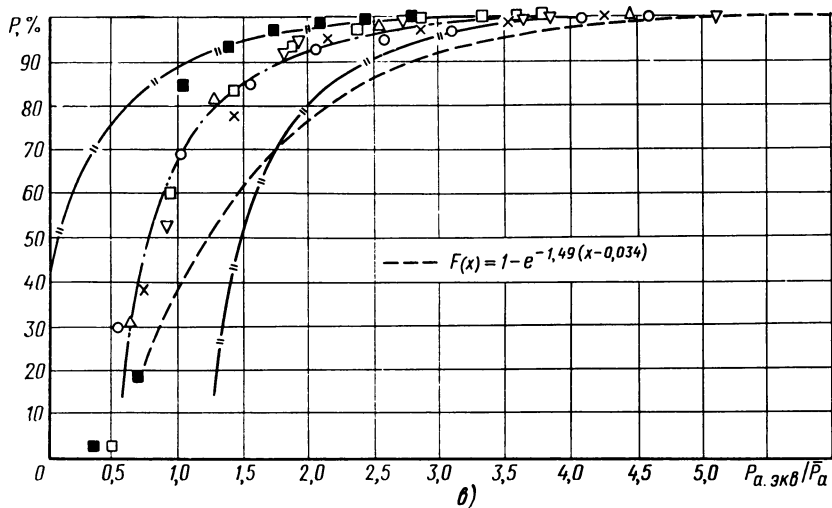


Рис. 13. График распределения спектра амплитуд нагрузок
 а — усилие P_X ; б — усилие P_Y ; в — усилие P_Z ; г — усилие P_S ; □, ▽ —
 ○, ● — посадка; - - - - эмпирическая



шасси транспортного самолета А:

взлет с грунта; × — взлет с бетона; ■ — взлет; △ — посадка на грунт;
кривая; —||—||— — доверительный интервал.

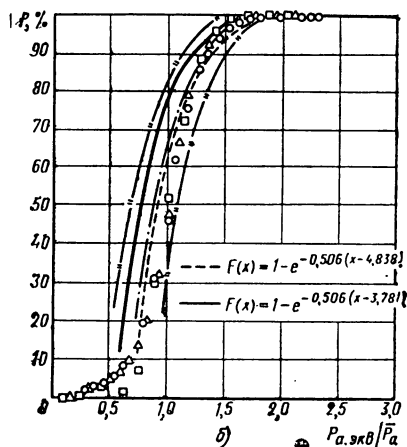
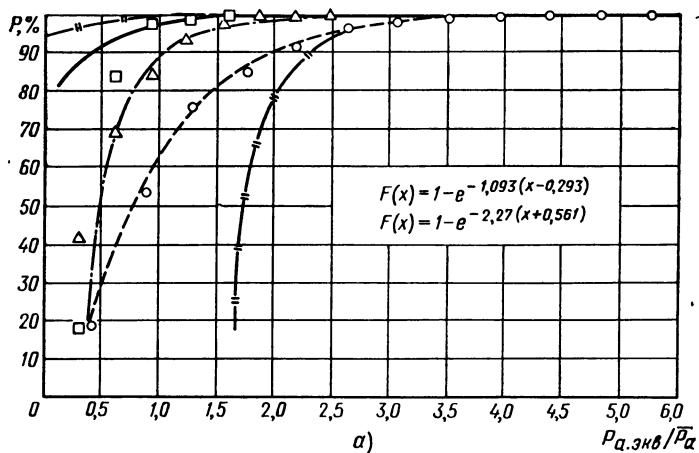
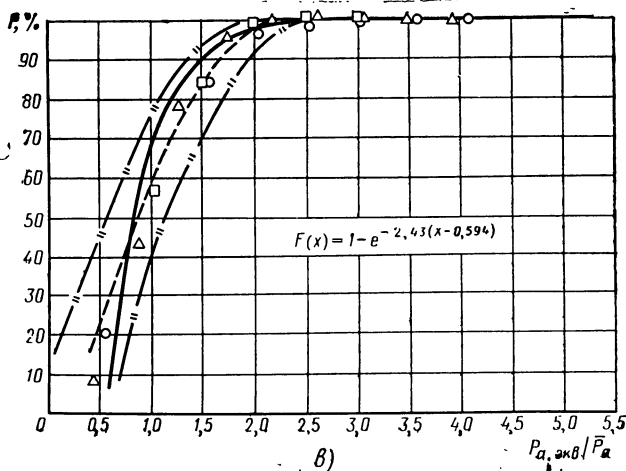


Рис. 14. График распределения спектра амплитуд нагрузок шасси транспортного самолета Б:

а — усилие P_X ; б — усилие P_Y ;
 в — усилие P_Z ; Δ — взлет; $\circ$ — посадка;
 $\square$ — руление; — — — — — эмпирическая кривая; — || — || — доверительный интервал.



дом почти для всех усилий носит мажорантный характер относительно опытного распределения.

Таким образом, расчет на долговечность и надежность, проведенный на основе принятого предельного закона, даст величины, характеризующие несколько более тяжелые условия нагруженности относительно опытного распределения.

Рассеивание результатов может быть объяснено несколькими причинами. Во-первых, значительной разницей полетного веса при взлете и посадке. Во-вторых, большим диапазоном эксплуатационных вариантов, когда посадки осуществлялись на грунт или бетон. Кроме того, косвенное тензометрирование при определении усилий P_X , P_Y , P_Z , вероятно, тоже сказывается на рассеивании.

Нагрузки P_S , определенные непосредственным тензометрированием заднего подкоса шасси самолета, дали хорошую сходи-

Таблица 18

Оценка степени близости эмпирического (F_3) распределения нагрузки P_S к термическому (F_T) с помощью «критерия согласия» А. Н. Колмогорова

$\bar{P}_{a. экв}$	$\bar{N}_i$	$\bar{N}_H$	F_3	F_T	$D=F_T-F_3$
1	58,916	58,916	0,022	—	—
2	575,797	634,713	0,234	0,173	0,061
3	709,429	1344,142	0,496	0,615	—0,119
4	677,403	2021,545	0,746	0,820	—0,074
5	379,309	2400,854	0,887	0,915	—0,028
6	177,416	2578,270	0,952	0,963	—0,011
7	80,532	2658,802	0,982	0,980	0,002
8	29,250	2688,052	0,993	0,990	0,003
9	11,767	2699,819	0,997	0,996	0,001
10	4,815	2704,634	0,999	0,998	0,001
11	1,793	2706,427	0,999	0,999	0
12	0,677	2707,104	1	1	0
13	0,273	2707,377	1	1	0

$$\lambda = D\sqrt{n} = 1,26$$

$$P(\lambda) = 0,0902$$

Таблица 19

Сводные значения «критерия согласия» А. Н. Колмогорова

Тип самолета	Координаты осей самолета	n	D	$\lambda = D\sqrt{n}$	$P(\lambda)$
А	X	112	0,119	1,260	0,0902
	Y	144	0,210	1,710	0,0662
	Z	111	0,109	1,122	0,1777
Б	X	100	0,161	1,610	0,0120
	Y	144	0,079	0,948	0,3275
	Z	112	0,073	0,770	0,6272

мость опытных и расчетных спектров. Сходимость проверялась с помощью «критерия согласия» А. Н. Колмогорова. Результаты проверки приведены в табл. 18 и 19.

3. ПАРАМЕТРЫ ОДНОПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ЭКВИВАЛЕНТНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ

При инженерных расчетах на долговечность двухпараметрический экспоненциальный закон распределения амплитуд нагрузок усложняет процесс вычисления, так как распределения амплитуд нагрузок зависят от двух аргументов, носящих случайный характер. Поэтому для упрощения было определено эквивалентное распределение, зависящее от одного параметра a .

Пусть распределение эксплуатационных амплитуд нагрузок характеризуется двухпараметрическим экспоненциальным распределением

$$F(x) = \begin{cases} 1 - e^{-a(x-b)} & \text{при } x \geq b \\ 0 & \text{при } x < b \end{cases}$$

и суммарным числом циклов $N_{\text{сум}}$ за одну взлито-посадку.

Докажем, что этот спектр эквивалентен некоторому приведенному однопараметрическому экспоненциальному распределению в области, т. е.

$$F_{\text{пр}}(x) = \begin{cases} 1 - e^{-ax} & \text{при } x \geq b; \\ 0 & \text{при } x < b. \end{cases}$$

и приведенному суммарному числу циклов $N_{\text{сум.пр}}$.

Согласно исходному распределению число циклов N , соответствующее значениям $x > x^*$, определяется выражением

$$N = N_{\text{сум}} e^{-a(x^*-b)}, \quad (8)$$

а для приведенного однопараметрического распределения можно записать

$$N = N_{\text{сум.пр}} e^{-ax^*}. \quad (9)$$

Приравнивая выражения (8) и (9), получим

$$N_{\text{сум.пр}} = N_{\text{сум}} e^{ab}. \quad (10)$$

Подставим зависимость (10) в выражение (9), тогда

$$N = N_{\text{сум}} [1 - F(x^*)] = N_{\text{сум}} e^{ab} e^{-ax^*} = N_{\text{сум}} e^{-a(x^*-b)}.$$

Таким образом, двухпараметрическое распределение амплитуд нагрузок с параметрами a_i , b_i , $N_{i\text{сум}}$ может быть сведено к однопараметрическому с параметрами a_i и $N_{i\text{сум.пр}} = N_{i\text{сум}} e^{a_i b_i}$.

В тех случаях, когда различия в величине $N_{i\text{сум.пр}}$ невелики (не превышают двух кратных), то с целью упрощения расчетов

ими можно пренебречь и принять одинаковое для всех распределений среднее приведенное суммарное число циклов

$$\bar{N}_{\text{сум.пр}} = \frac{1}{w} \sum_{i=1}^j N_{i\text{сум}} e^{a_i b_i}.$$

Приняв в первом приближении нормальное распределение случайной величины $\bar{P}_{a,\text{экв}} = \bar{x} = 1/a$, можно определить параметры этого закона следующим образом:

среднее значение

$$M(\bar{x}) = \frac{1}{w} \sum_{i=1}^j \bar{x}_i;$$

среднее квадратичное отклонение

$$S_x^2 = \frac{1}{j-1} \sum_{i=1}^j (\bar{x}_i - \bar{x})^2$$

и коэффициент вариации средних амплитуд спектра нагрузок

$$v_{\bar{x}} = S_{\bar{x}} / \bar{x}.$$

Последовательность расчета эквивалентного однопараметрического распределения на примере усилия P_s приведена в табл. 20.

Т а б л и ц а 20

Приведенная повторяемость амплитудных значений нагрузки P_s

j	a_i	b_i	$a_i b_i$	$e^{a_i b_i}$	$N_{i\text{ сум}}$	$N_{i\text{ сум. пр.}}$	$\bar{P}_{a_i\text{ экв}}$	Результаты вычислений
1	0,885	0,966	0,8549	2,352	1433,249	3368,14	1,130	$\bar{N}_{\text{пр}} = 16434,62$ $P_a = 1,193$ $S_{\bar{P}_a} = 0,0026$ $v_{\bar{P}_a} = 0,00218$
2	0,787	1,51	1,1884	3,281	1387,177	4549,95	1,271	
3	0,827	2,26	1,8690	6,561	3254,607	21350,24	1,209	
4	0,867	1,81	1,5693	4,803	2743,48	13168,70	1,153	
5	0,853	2,63	2,2434	9,426	4038	38078,34	1,172	
6	0,820	2,05	1,6810	5,370	3369,15	18092,34	1,220	

В табл. 21 сведены результаты по характеристикам приведенного однопараметрического экспоненциального распределения амплитуд нагрузок двух типов транспортных самолетов за одну взлето-посадку.

Тип самолета	Координаты осей самолета	$\bar{N}_{\text{пр}}$	p_a , экв	$\frac{v}{p_a}$, %
А	S	16434,6	1,193	0,218
	Y	82659,8	1,376	0,318
	Z	399,4	0,671	0,949
Б	X	3053,8	0,915	0,757
	Y	27557,9	1,976	0,290
	Z	40090,4	0,412	0,410

Разработанная методика обработки экспериментальных данных может быть использована для анализа нагруженности шасси самолетов других классов, а установленные параметры распределения действующих амплитуд нагрузок — при проекторочных расчетах на долговечность и надежность статистическими методами.

ГЛАВА III

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ПОДОБИЯ УСТАЛОСТНОГО РАЗРУШЕНИЯ

Общеизвестно, что характеристикам сопротивления усталости материалов или элементов конструкции свойственно весьма существенное рассеивание. Одна из основных причин рассеивания характеристик сопротивления усталости связана со статистической природой процесса усталостного разрушения.

Факторами, определяющими рассеивание характеристик сопротивления усталости материала, являются микроструктурная неоднородность металла, различная ориентация и форма зерен металла, дефекты кристаллической решетки, наличие включений и т. д. Влияние перечисленных факторов приводит к тому, что долговечность идентичных образцов, изготовленных из металла одной плавки, может колебаться в десятки и сотни раз, причем наиболее существенное рассеивание долговечности наблюдается у образцов из высокопрочных легированных сталей.

Другим фактором, увеличивающим рассеивание характеристик сопротивления усталости материала, является рассеивание механических свойств металла одной марки, но различных плавов, режимов термической обработки и видов заготовительных операций.

Кроме перечисленных свойств материала, на рассеивание характеристик сопротивления усталости образцов оказывают влияние их абсолютные размеры, а также степень неравномерности распределения напряжений по опасному сечению. Поскольку установлено, что с ростом абсолютных размеров поперечных сечений образцов снижается их сопротивление усталости, и уменьшается среднее квадратичное отклонение пределов выносливости. Это явление называется масштабным эффектом.

Кроме того, значительное влияние на сопротивление усталости образцов оказывает концентрация напряжений, снижающая пределы выносливости образцов.

Обилие и разнообразие приведенных факторов, влияющих на рассеивание характеристик сопротивления усталости, обуслов-

ливают необходимость выявления достоверных значений показателей рассеивания пределов выносливости образцов.

Обычно для оценки характеристик сопротивления усталости с учетом рассеивания строят полные вероятностные диаграммы усталости, отображающие связь между амплитудой напряжений σ , числом циклов до разрушения N и доверительной вероятностью разрушения P .

Значения параметров этих диаграмм получают главным образом путем массовых испытаний натуральных деталей на усталость. Однако проведение таких испытаний в статистическом аспекте весьма затруднительно из-за большого объема и длительности испытаний, а также необходимости использования большого количества натуральных деталей. В силу этого для получения расчетных характеристик усталости натуральных деталей более рационально использовать методы, позволяющие по результатам испытаний образцов и моделей на усталость находить расчетным путем статистические характеристики сопротивления усталостному разрушению.

1. МЕТОДИКА СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ РАСЧЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ

В настоящее время для описания распределения долговечности и предела выносливости широко используется гипотеза «наиболее слабого звена» Вейбулла [9], которая позволяет учитывать влияние неравномерности напряженности на характеристики сопротивления усталости.

Применив статистическую теорию прочности «наиболее слабого звена», В. П. Когаев [24] дал наиболее удовлетворительное объяснение закономерностям влияния масштабного эффекта и концентрации напряжений на сопротивление усталости и рассеивание характеристик выносливости.

В работах [21, 24, 25, 56, 57] показано, что для образцов различных размеров и концентрации напряжений функции распределения с максимальных разрушающих напряжений в зоне концентрации $\sigma_{\max}$ совпадают, если соблюдается постоянство отношения периметра рассчитываемого сечения образца L и относительного максимального градиента напряжений $\bar{G}$. Иначе, если образец, модель и детали, имеют различные величины L и $\bar{G}$, но отношения $L/\bar{G}$ совпадают, то будут совпадать и функции распределения пределов выносливости, выраженные через $\sigma_{\max}$.

Предел выносливости детали, рассматриваемый как случайная величина, может быть выражен в номинальных напряжениях $\sigma_{\text{ном}}$ (далее в книге $\sigma_{-1\text{д}}$) или в максимальных разрушающих напряжениях в зоне концентрации $\sigma_{\max}$, определяемых в предположении упругого распределения напряжений по формуле

$$\sigma_{\max} = \sigma_{\text{ном}} \alpha_{\sigma}, \quad (11)$$

где $\sigma_{\text{ном}}$ — номинальное напряжение;

α_{σ} — теоретический коэффициент концентрации напряжений.

В работе [24] показано, что распределение пределов выносливости, выраженных через σ_{max} , может быть описано логарифмически нормальным законом с порогом, т. е. нормальным может считаться распределение величины

$$x = \lg(\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{min}}) \quad (12)$$

с нижней границей пределов выносливости σ_{min} , причем вероятность осуществления неравенства $\sigma_{\text{max}} < \sigma_{\text{min}}$ принимается равной нулю.

Согласно работам [23, 26] функция распределения пределов выносливости деталей различных размеров и конфигураций описывается следующим основным уравнением подобия усталостного разрушения, выражающим нормальный закон распределения величины x (12):

$$\lg(\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{min}}) = A_L - B \lg \frac{L}{\bar{G}} + u_p S_x, \quad (13)$$

где σ_{max} — максимальное напряжение в зоне концентрации;
 σ_{min} — минимальная граница пределов выносливости, выраженных через σ_{max} ;

A_L, B — постоянные материала;

$L/\bar{G}$ — критерий подобия усталостного разрушения;

L — периметр рассчитываемого сечения детали или образца, или часть периметра, прилегающая к зоне концентрации напряжений, мм;

$\bar{G}$ — относительный максимальный градиент напряжений в зоне концентрации напряжений, 1/мм;

u_p — квантиль нормального распределения случайной величины x ;

S_x — стандартное отклонение случайной величины

$$x = \lg(\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{min}}).$$

Следует отметить, что при заданной температуре, базе и частоте испытаний значения величин σ_{max} , A_L , B и S_x являются постоянными для металла одной плавки.

Уравнение (13) можно переписать в следующем виде:

$$u_p = (x - \bar{x})/S_x,$$

где $x = \lg(\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{min}}) - x$; $\bar{x} = A_L - B \lg \frac{L}{\bar{G}}$ — среднее значение величины x , отвечающее вероятности разрушения $P=50\%$ при $u_p=0$; S_x — стандартное отклонение величины x .

Предел выносливости детали, соответствующий доверительной вероятности разрушения $P=50\%$, определяется по формуле, вытекающей из уравнения (13) при $u_p=0$:

$$\bar{\sigma}_{-1d} = \frac{1}{\alpha_\sigma} \left(\sigma_{\min} + 10^{A_L - B \lg \frac{L}{G}} \right),$$

где A_L , B — коэффициенты линейной зависимости величины $\bar{\sigma}_{-1d}$ от $\lg \frac{L}{G}$;

u_p — квантиль нормального распределения, соответствующий доверительной вероятности разрушения до базы испытания P , %;

α_σ — теоретический коэффициент концентрации напряжений.

Теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ получают методами теории упругости или экспериментально [96].

По Нейберу [39] для круглых образцов с мелкой кольцевой выточкой глубиной t_n и радиусом кривизны R на дне выточки при растяжении

$$\alpha_\sigma = 1 + 2 \sqrt{t_n/R}. \quad (14)$$

Для круглых образцов с глубокой кольцевой гиперболической выточкой при растяжении, сжатии и изгибе величину α_σ находят из следующих выражений [39]:

— при изгибе

$$\alpha_\sigma = \frac{3}{4N} \left(\sqrt{\frac{a}{R} + 1} + 1 \right) \left[3 \frac{a}{R} - \left(1 - \frac{2}{m} \right) \sqrt{\frac{a}{R} + 1} + 4 + \frac{1}{m} \right],$$

где a — геометрический параметр;

$1/m$ — коэффициент Пуассона;

$$N = 3 \left(\frac{a}{R} + 1 \right) + \left(1 + \frac{4}{m} \right) \sqrt{\frac{a}{R} + 1} + \frac{1 + \frac{1}{m}}{1 + \sqrt{\frac{a}{R} + 1}};$$

— при растяжении или сжатии

$$\alpha_\sigma = \frac{1}{2N} \left(\sqrt{\frac{a}{R} + 1} + 1 \right) \left[2 \left(\frac{a}{R} + 1 \right) - \left(1 - \frac{2}{m} \right) \sqrt{\frac{a}{R} + 1} + 1 \right],$$

где

$$N = \frac{a}{R} + \frac{2}{m} \sqrt{\frac{a}{R} + 1} + 2.$$

Как следует из номограммы Нейбера, для круглых образцов с глубокой кольцевой выточкой при различных видах нагружения зависимость α_σ от $\sqrt{t_b/\bar{R}}$ при $\sqrt{t_b/\bar{R}} > 1,5$ можно аппроксимировать линейной функцией

$$\alpha_\sigma = 0,34 + 0,723 \sqrt{t_b/\bar{R}}. \quad (15)$$

Способ определения периметра L (или части периметра) рассчитываемого сечения образца или детали, а также примеры различных конструктивных элементов и условий нагружения приведены в работе [58]. Для круглых образцов с надрезом или без надреза, испытываемых при изгибе с вращением или растяжении—сжатии периметр $L = \pi d_0$, где d_0 — диаметр рассчитываемого сечения образца.

Относительный градиент первого главного напряжения в зоне концентрации напряжений $\bar{G} = \frac{1}{\sigma_{\max}} \frac{d\sigma_1}{dx} \Big|_{x=a}$ находят либо путем дифференцирования функций $\sigma_1 = f(x)$, полученных методами теории упругости, либо по результатам поляризационно-оптических, тензометрических и других измерений.

Для круглых образцов с глубокими гиперболическими выточками относительный градиент напряжений:

$$\text{— при изгибе } \bar{G} = \frac{2}{R} + \frac{1}{a};$$

$$\text{— при растяжении или сжатии } \bar{G} \cong 2/R.$$

Значения $\sigma_{\min}$, A_L и B постоянных металла одной и той же марки несколько изменяются при переходе от одной плавки к другой из-за различия их механических свойств. Однако величины $\chi = A_L/B$, $\varepsilon_\infty = \sigma_{\min}/\bar{\sigma}_{-10} = \sigma_{-1\infty}/\bar{\sigma}_{-10}$ и S_x для металла данной марки можно считать постоянными. Поскольку в данном случае минимальная граница пределов выносливости $\sigma_{\min}$ считается независимой от размеров и формы образца и может рассматриваться как предел выносливости гладкого образца весьма больших размеров ($d_0 \rightarrow \infty$), который можно обозначить $\sigma_{-1\infty}$.

При неограниченном увеличении диаметра гладкого образца параметр χ определяет быстроту затухания масштабного эффекта, а ε_∞ является величиной, к которой стремится коэффициент ε_σ влияния абсолютных размеров поперечного сечения образца.

Величина $\bar{\sigma}_{-10}$ выражает среднее для данной плавки значение предела выносливости гладких образцов диаметром $d_0 = 7,5$ мм при изгибе с вращением, которое находят путем испытаний на усталость или по корреляционным формулам.

Значения постоянных материала $\sigma_{\min}$, A_L , B и S_x , а также величин χ и ε_∞ получают путем испытаний на усталость в статистическом аспекте значительного числа образцов и моделей

с различными уровнями концентрации напряжений. Если статистические результаты испытаний на усталость отсутствуют, то для величин χ , ϵ_∞ и S_x можно приближенно принять их усредненные значения, которые для некоторых металлов представлены в табл. 22.

Таблица 22

Усредненные значения величин χ , ϵ_∞ и S_x

Марка металла	χ	ϵ_∞	S_x
Сталь углеродистая	10	0,55—0,65	0,06
Сталь легированная	10	0,45—0,60	0,06
Алюминиевые сплавы	8	0,50—0,65	0,07
Магниеые сплавы	4	0,45—0,60	0,14

В этом случае величины постоянных материала B , A_L и $\sigma_{\min}$ определяются по следующим формулам:

$$B = \frac{\lg \bar{\sigma}_{-10} + \lg (1 - \epsilon_\infty)}{\chi - 1,946}; \quad A_L = \chi B; \quad \sigma_{\min} = \epsilon_\infty \bar{\sigma}_{-10}.$$

Таким образом, зная величины постоянных материала $\sigma_{\min}$, A_L , B и S_x , входящих в уравнение (13) подобия усталостного разрушения, а также значения α_σ и $\bar{G}$, можно по этому уравнению найти функцию распределения предела выносливости натурной детали.

2. ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ПОДОБИЯ УСТАЛОСТНОГО РАЗРУШЕНИЯ КОНСТРУКЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ШАССИ

Для изготовления деталей силовой конструкции шасси транспортных самолетов в основном используются стали двух марок — 30ХГСНА (ГОСТ 4543—71) и ЭИ643 (4МТУ/ЦНИИЧМ).

Известно, что высокопрочным легированным сталям 30ХГСНА и ЭИ643 свойственно значительное межплавочное рассеивание показателей как статической прочности, так и сопротивления усталости. Поэтому для оценки межплавочного рассеивания статической прочности были собраны характеристики прочностных свойств всех плавок, данных сталей, поступивших на предприятие за год.

Статистическую обработку характеристик прочностных свойств сталей осуществляли по общепринятой методике [60].

Конкретные величины пределов статической прочности образцов из сталей 30ХГСНА и ЭИ643 различных плавок приведены в табл. 23, а результаты статистической обработки сведены в табл. 24.

Распределение предела статической прочности сталей

Сталь 30ХГСНА								Сталь ЭИ643			
Плавка 1:закалка при 890° С в масле; охлаждение при 250° С на воздухе				Плавка 2:закалка при 900° С 30 мин в масле; охлаждение 4 ч при 200° С на воздухе				Закалка при 910° С 25 мин в масле; охлаждение 1 ч при 200° С на воздухе			
предел проч- ности σ_B , кгс/мм ²	n	i	R_H , 100%	предел проч- ности σ_B , кгс/мм ²	n	i	R_H , 100%	предел проч- ности σ_B , кгс/мм ²	n	i	R_H , 100%
160	15	15	6,09	165	1	1	0,46	190,0	3	3	10,42
161	3	18	7,35	167	1	2	1,36	192,0	3	6	22,92
162	2	20	8,19	168	1	3	2,27	192,5	1	7	27,08
163	7	27	11,13	169	9	12	10,45	193,0	1	8	31,25
164	7	34	14,08	170	9	21	18,64	193,5	1	9	35,42
165	22	56	23,32	171	4	25	22,27	195,0	2	11	43,75
166	6	62	25,84	172	6	31	27,73	196,0	3	14	56,25
167	13	75	31,30	173	5	36	32,27	198,5	2	16	64,58
168	34	109	45,59	174	10	46	41,36	199,0	2	18	72,92
169	23	132	55,25	175	8	54	48,64	200,0	2	20	81,25
170	13	145	60,71	176	7	61	55,00	201,5	4	24	91,92
171	14	159	66,60	177	7	68	61,36				
172	15	174	72,90	178	10	78	70,45				
173	7	181	75,84	179	5	83	75,00				
174	10	191	80,84	180	9	92	83,18				
175	3	194	81,30	181	7	99	89,55				
176	13	207	86,76	182	5	104	94,09				
177	11	218	91,39	183	2	106	95,91				
178	2	220	92,23	185	4	110	99,55				
179	5	225	94,33								
180	3	228	95,59								
181	3	231	96,85								
182	3	234	98,11								
183	1	235	98,953								
184	1	236	98,95								
185	2	238	99,79								

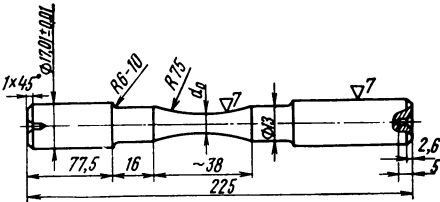
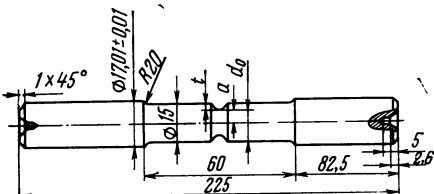
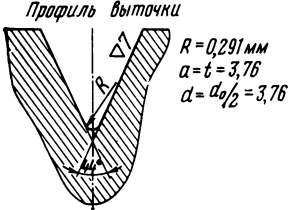
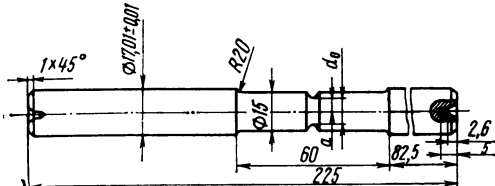
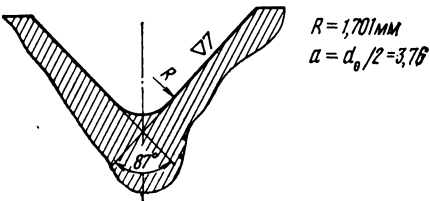
Таблица 24

Межплавочное рассеивание статической прочности металлов

Марка металла	Предел прочности σ_B , кгс/мм ²	Среднее квадратич- ное отклонение $S\sigma_B$	Коэффициент вариации $v\sigma_B$, %	Предел текучести σ_T , кгс/мм	Среднее квадратич- ное отклонение $S\sigma_T$	Коэффициент вариации $v\sigma_T$, %
30ХГСНА (плавка 1)	169,9	4,8	2,8	160,5	5,5	3,4
30ХГСНА (плавка 2)	175,6	3,8	2,8	72,0		
30ХГСА	118,1	5,5	4,6	94,8	3,5	3,7
ЭИ643	196,0	3,5	1,8			
ВТ-22	114,9	4,4	3,8			

Марка стали	Режим термообработки	Содержание элементов в стали, %	Механические свойства стали
30ХГСА	Нагрев до 900° С, изотермическая закалка в селитре, охлаждение до 270—280° С — 3 ч на воздухе	C=0,27 Ni=1,56 G=0,12 Mn=1,09	Si=0,95 S=0,008 P=0,0015 Cr=1,28 $\sigma_{0,2}=125$ кгс/мм ² $\sigma_B=166,5$ кгс/мм ² $\delta_5=12\%$ $\psi=62\%$ $a_k=6,0$ кгс·м/см ²

емых сталей и образцов

Вид и размер заготовки	Образцы			количество
	Тип	диаметр d_0 , мм	чертеж	
Пруток $\varnothing 25$ мм $L = 1200$ мм	МУ-1	7,52	1) 	130
	МУ-2	6,8	2)  Профиль выточки 	110
	МУ-3	7,0	4)  5) 	70

Марка стали	Режим обработки	Содержание элементов в стали, %		Механические свойства стали
ЭИ643	Нагрев до 900° С, изотермическая закалка в селитре, охлаждение до 240—260° С—3 ч на воздухе	C=0,38 Ni=2,70 Mn=0,63 Si=0,88 S=0,008	P=0,014 Cr=0,91 W=1,00 Ti=0,03 Al=0,05	$\sigma_{0,2}=140 \text{ кгс/мм}^2$ $\sigma_B=193 \text{ кгс/мм}^2$ $\delta_5=8,0\%$ $\psi=44,0\%$ $a_k=6,7 \text{ кгс}\cdot\text{м/см}^2$

В табл. 24 приведены также параметры распределения пределов статической прочности образцов из титанового сплава BT-22.

Для изготовления образцов использовали горячекатаные заготовки $d=70\text{—}90$ мм с термообработкой: отжиг 750° С в течение 60 мин, охлаждение в печи до 350° С, затем на воздухе.

Полученные характеристики статической прочности металлов для определения вида функций распределения были нанесены на нормальную вероятностную бумагу. Анализ показал, что распределение пределов статической прочности сталей и титанового сплава близко к нормальному закону распределения.

В данном исследовании условно принято, что коэффициенты вариации показателей статической прочности идентичны коэффициентам вариации показателей выносливости, обусловленным межплавочным рассеиванием свойств сталей.

Для определения значений постоянных высокопрочных легированных сталей 30ХГСНА и ЭИ643 на образцах, изготовленных из этих сталей, было проведено в статистическом аспекте исследование закономерностей подобия усталостного разрушения.

Для исключения влияния межплавочного рассеивания в данном исследовании все испытываемые образцы изготавливались только одной плавки.

Для исследования влияния конструктивных факторов — абсолютных размеров и концентрации напряжений из стали каждой марки были изготовлены образцы трех различных типов с диаметром сечения в рабочей части $d_0=6,8\div 7,52$ мм. Формы образцов заимствованы из работ [4, 14]. У образцов с надрезами, имеющими по профилю спрямленную гиперболу, теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ изменялся от 1 до 3.

Вид и размер заготовки	Образцы			
	тип	диаметр d_0 , мм	чертеж	количество
Пруток $\varnothing 40$ мм $L=700$ мм	МУ-11	7,52	См. эск. 25.1	80
	МУ-12	7,52	См. эск. 25.2	80
	МУ-13	7,52	См. эск. 25.3	80

Для учета влияния технологических факторов все образцы изготавливались по технологическим процессам и рабочим режимам, принятым в авиационном производстве.

Химический состав и средние значения механических свойств сталей, а также чертежи, размеры и количество различных типов образцов представлены в табл. 25.

Всего было изготовлено и испытано различными методами более 700 образцов. Испытания образцов на усталость проводились при чистом изгибе вращающегося образца до разрушения на машинах НУ-1 в условиях комнатной температуры с частотой нагружения 2860 цикл/мин.

При испытании образцов на усталость применялась следующая методика. Первоначально испытывали 10—12 образцов каждого типа на различных уровнях напряжений и по результатам испытания строили обычные кривые усталости. Затем для построения полных вероятностных диаграмм усталости по обычной кривой усталости выбирали 3—4 уровня напряжений выше предела выносливости образцов и на каждом уровне напряжений испытывали групповым методом от 13 до 20 образцов. Уровни напряжений при этом выбирались равномерно распределенными по всему диапазону напряжений. Напряжения задавались так, чтобы они соответствовали примерно 1,02; 1,05; 1,1; 1,15; 1,2; 1,25; 1,3 и т. д. от значения предела выносливости, определенного по обычной методике.

Всего групповым методом было испытано около 400 образцов различных типов.

Для нахождения среднего значения и стандартного отклонения предела выносливости по 20 образцов каждого типа были испытаны методом «лестница» [90]. Сущность этого метода заключается в следующем. Эксперимент начинается с уровня, соответствующего предполагаемому среднему значению предела выносливости, полученному по обычной методике построения кривых усталости.

Если первый образец, пройдя базовое число циклов, не разрушается, то второй образец нагружают более высоким уровнем напряжения. При разрушении первого образца до базового числа циклов второй образец нагружается более низким уровнем напряжения. Третий образец нагружается в зависимости от результатов испытания второго образца, т. е. уровни напряжений каждого последующего образца зависят от результатов испытания предыдущего образца. Главное преимущество данного метода состоит в том, что он автоматически концентрирует результаты испытаний около среднего значения, в связи с чем это значение оценивается более точно. Однако этот метод требует последовательного испытания каждого образца, что увеличивает срок испытаний, и выполнения ряда условий.

Во-первых, при применении метода «лестница» случайная переменная должна быть нормально распределена и, во-вторых, интервал между уровнями напряжений при испытании должен быть примерно равным стандартному отклонению и лежать в диапазоне $0,5 S_{\sigma-1} - 2 S_{\sigma-1}$.

В данном исследовании интервал не превышал 1 кгс/мм^2 , а база испытаний составляла 10^7 циклов.

3. СТАТИСТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ НА УСТАЛОСТЬ

Первоначально результаты испытаний образцов на усталость были статистически обработаны согласно ГОСТу 2860—65, что позволило построить зависимости, отображающие полную статистическую характеристику выносливости образцов всех типов. Результаты первичной обработки каждого типа образца приведены в табл. 26.

Полные вероятностные диаграммы усталости образцов, полученные по данным групповых испытаний образцов на нескольких уровнях амплитуд напряжений, представлены на рис. 15. Здесь по оси ординат отложены вероятности разрушения в масштабе, соответствующем нормальному закону распределения (с равномерным масштабом для квантиля), по оси абсцисс — числа циклов до разрушения в логарифмическом масштабе, а каждая прямая соответствует различному уровню амплитуд напряжений.

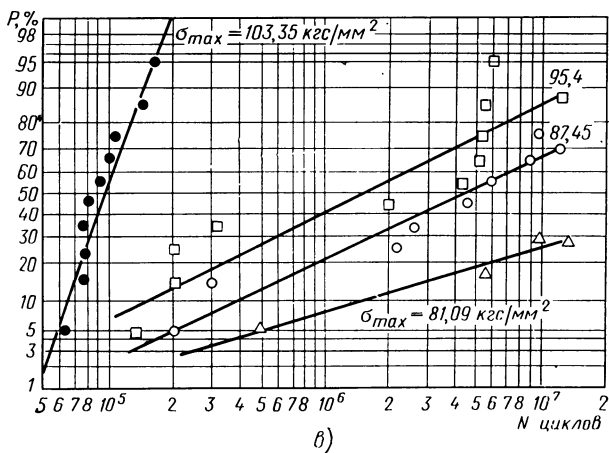
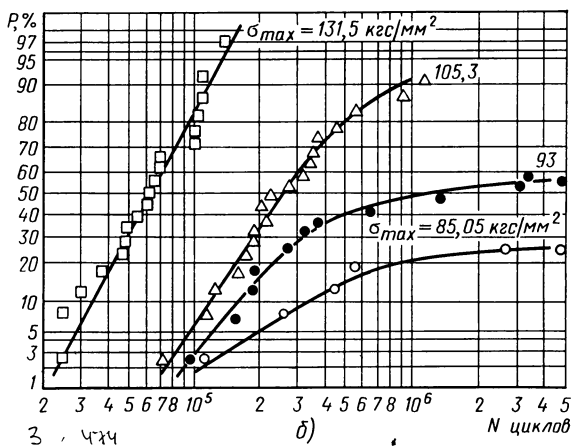
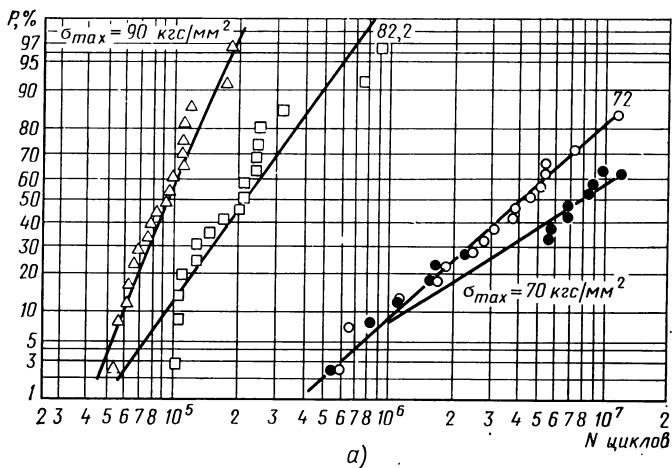
Для обоснования уравнения кривой усталости и определения ее параметров дальнейшая статистическая обработка результатов испытаний образцов на усталость осуществлялась методом регрессионного анализа с переменной дисперсией по уровням напряжений [73], позволяющего установить связь между величиной напряжения и долговечности образцов.

За независимую величину была принята величина

$$x = \lg \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{-1}}{\sigma_{-1}},$$

Характеристики рассеивания логарифма долговечности разрушившихся образцов

Тип образца	Теоретический коэффициент концентрации напряжений $\alpha\sigma$	Напряжение $\sigma_{\max}$, кгс/мм ²	Количество испытанных образцов n	Средний логарифм долговечности $y = \lg N$	90%-ный доверительный интервал y	Стандартное отклонение S_y	90%-ный доверительный интервал S_y	Коэффициент вариации v_y
Образцы из стали 30ХГСА								
МУ-1	1,0	70,0	13	6,5010	6,2861—6,7159	0,4348	0,3535—0,5908	0,0669
		72,0	15	6,4141	6,2605—6,5677	0,3377	0,2768—0,4473	0,0526
		82,0	18	5,3374	5,2296—5,4452	0,2629	0,2182—0,3388	0,0493
		90,0	19	4,9868	4,9213—5,0523	0,1646	0,1372—0,2102	0,0330
МУ-2	3,0	85,05	5	5,6454	5,1570—6,1358	0,5133	0,3774—0,9037	0,0909
		93,00	12	5,6138	5,3501—5,8775	0,5086	0,4101—0,7015	0,0906
		105,3	18	5,3836	5,2728—5,4944	0,2703	0,2243—0,3483	0,0502
		121,5	19	4,7969	4,7029—4,8909	0,2362	0,1968—0,3017	0,0492
МУ-3	1,5	81,09	3	6,4800	5,3181—7,6419	0,6892	0,4786—1,5628	0,1064
		87,45	8	6,3683	5,9444—6,7922	0,6447	0,4998—0,9754	0,1012
		95,4	10	6,1189	5,7067—6,5311	0,7112	0,5644—1,0189	0,1162
		103,35	10	4,9820	4,8984—5,0656	0,1442	0,1144—0,2066	0,0289
Образцы из стали ЭИ643								
МУ-11	1,0	77,5	7	6,4963	6,0994—6,8932	0,5405	0,4126—0,8498	0,0832
		82,0	13	6,3727	6,1299—6,6155	0,4913	0,3994—0,6675	0,0771
		87,5	12	5,8285	5,5722—6,0848	0,4944	0,3987—0,6819	0,0848
		95,0	13	5,0093	4,9428—5,0758	0,1346	0,1094—0,1829	0,0269
МУ-12	3,0	70,5	11	5,5599	5,4038—5,7160	0,2855	0,2284—0,4010	0,0513
		75,9	8	5,3517	5,2001—5,5033	0,2263	0,1754—0,3424	0,0423
		111,0	4	5,0268	4,8320—5,2216	0,1656	0,1191—0,8209	0,0329
МУ-13	1,5	86,4	5	5,4640	5,9568—6,9712	0,5320	0,3912—0,9366	0,0823
		91,5	7	6,2012	5,9147—6,4877	0,3901	0,2978—0,6134	0,0629
		97,5	11	6,2636	5,9375—6,5897	0,5966	0,4773—0,8379	0,0952
		108,45	13	5,2165	5,0338—5,3992	0,3696	0,3005—0,5022	0,0709



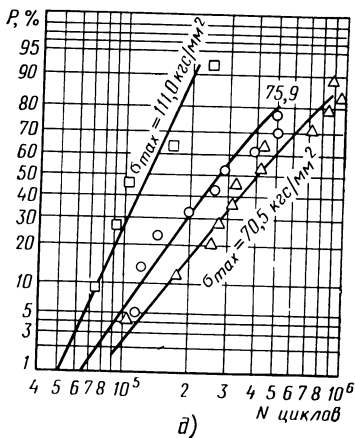
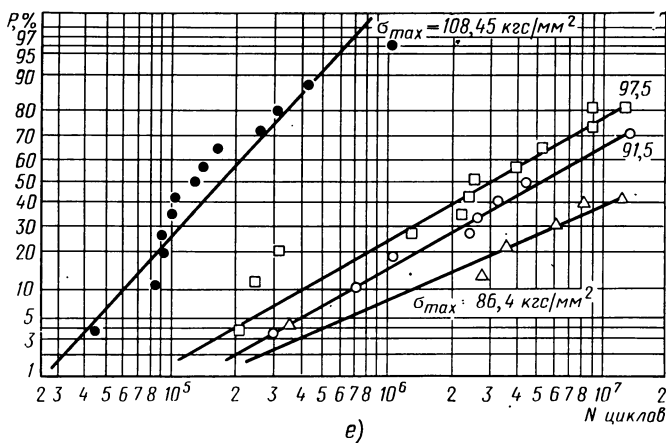
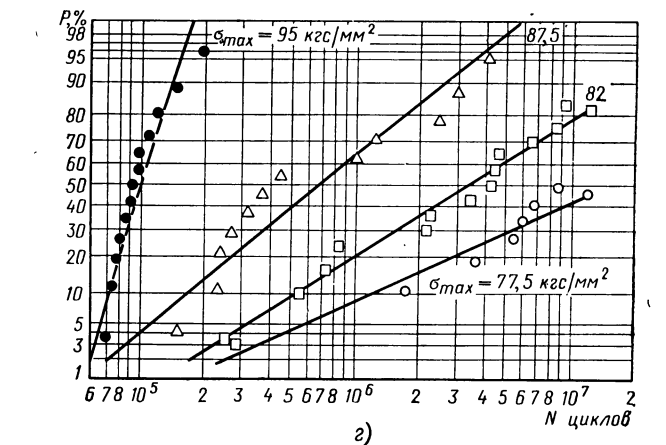


Рис. 15. Полная вероятностная диаграмма усталости образцов:

а — образцы МУ-1; б — образцы МУ-2; в — образцы МУ-3; г — образцы МУ-11; д — образцы МУ-12; е — образцы МУ-13.

где $\sigma_{\max}$ — максимальное разрушающее напряжение в зоне концентрации, при котором испытывались образцы;
 σ_{-1} — предел выносливости при симметричном цикле, определенный по обычной методике,
а зависимой случайной величиной является величина $y = \lg N$, где N — число циклов до разрушения.

В основе примененного регрессионного анализа положены следующие предположения:

- при каждом значении x величина y распределена нормально;
- среднее значение величины y , соответствующее данному значению x , является линейной функцией x и называется уравнением теоретической линии регрессии

$$\eta = \alpha + \beta(x - \bar{x}); \quad (16)$$

- дисперсия S_y^2 величины y , соответствующая данному значению x , обратно пропорциональна некоторой функции от x :

$$S_y^2 = S_0^2 [1/\omega(x)], \quad (17)$$

где S_0^2 — коэффициент пропорциональности;

$$\omega(x) = f\left(\frac{\sigma_{\max} - \sigma_{-1}}{\sigma_{-1}}\right).$$

Зависимость $\omega(x)$ устанавливают на основании результатов испытания образцов на усталость. В данном случае функция $\omega(x)$ была определена методом наименьших квадратов по результатам первичной статистической обработки данных испытаний образцов на усталость

$$S_y^2 = S_0^2 \left(\frac{\sigma_{\max} - \sigma_{-1}}{\sigma_{-1}} \right)^{-2m'},$$

где m' — показатель наклона кривой S_y .

Полученные величины показателя наклона кривой m' и коэффициента пропорциональности S_0 сведены в табл. 27.

Таблица 27

Марка стали	Тип образца	Показатель наклона кривой m'	Коэффициент пропорциональности S_0
30ХГСА	МУ-1	0,3596	8,553
	МУ-2	2,0602	2,786
	МУ-3	1,7572	38,900
ЭИ643	МУ-11	0,8886	0,0419
	МУ-12	0,3939	0,1587
	МУ-13	2,3343	0,249

При определении показателя наклона левой ветви кривой выносливости $m = \lg \frac{\bar{N}_2}{\bar{N}_1} / \lg \frac{\sigma_1}{\sigma_2}$ было обнаружено, что величина m изменяется в зависимости от выбора точек на кривой. Чтобы исключить элемент случайности при определении параметра m , был применен следующий метод определения. На кривой во всем диапазоне нагрузок выбирали не менее четырех точек $\lg \sigma_1; \lg N_1; \lg \sigma_2, \lg N_2, \dots, \lg \sigma_i, \lg N_i$ и на основе полученных значений решали систему уравнений [60, 80]:

$$m \sum_{i=1}^k (\lg \sigma_i^2 + \sum_{i=1}^k \lg \sigma_i \lg N_i = c \sum_{i=1}^k \lg \sigma_i;$$

$$m \sum_{i=1}^k \lg \sigma_i + \sum_{i=1}^k \lg N_i = kc.$$

Найденные значения показателей наклона левой ветви кривой усталости приведены в табл. 28.

Т а б л и ц а 28

Марка стали	Тип образца	Показатель наклона левой ветви кривой усталости m
30ХГСА	МУ-1	7,7
	МУ-2	7,4
	МУ-3	6,3
ЭИ643	МУ-11	21,9
	МУ-12	3,6
	МУ-13	2,5

Оценкой уравнения (16) теоретической линии регрессии является уравнение ее эмпирической линии

$$Y = a + b(x - \bar{x}). \quad (18)$$

Параметры уравнения (18) подсчитываются по следующим формулам:

$$x = \frac{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i x_i}{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i}; \quad a = \bar{y} = \frac{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i \bar{y}_i}{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i};$$

$$b = \frac{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i (x_i - \bar{x}) \bar{y}_i}{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i (x_i - \bar{x})^2},$$

где $\omega_i n_i$ — «вес» точек;
 k — число уровней напряжений;
 n_i — количество образцов, испытанных на i -м уровне напряжения, $i = 1, 2, 3, \dots$;
 $\bar{y}_i$ — выборочное среднее значение логарифма числа циклов до разрушения при данном значении напряжения

$$\bar{y}_i = \sum_{v=1}^{n_i} y_{iv} / n_i = \sum_{v=1}^{n_i} \lg(N_{iv} / n_i);$$

N_{iv} — число циклов до разрушения образцов под номером v , испытанных при i -м уровне напряжения, $v = 1, 2, 3, \dots, n_i$.

Линейность линии регрессии проверяется путем вычисления дисперсионного отношения

$$F^2 = S_2^2 / S_1^2,$$

где S_1^2 — дисперсия внутри системы

$$S_1^2 = \frac{\sum_{i=1}^k \sum_{v=1}^{n_i} \omega_i (y_{iv} - \bar{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^k n_i - k};$$

S_2^2 — дисперсия вокруг эмпирической линии регрессии

$$S_2^2 = \frac{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i (\bar{y}_i - Y_i)^2}{k - 2}.$$

Поскольку во всех случаях дисперсионное отношение незначительно больше единицы, то была принята гипотеза линейности и дисперсии S_1^2 и S_2^2 объединены общей оценкой

$$S_{\text{общ}}^2 = \frac{\sum_{i=1}^k \sum_{v=1}^{n_i} \omega_i (y_{iv} - Y_i)^2}{\sum_{i=1}^k n_i - 2}.$$

Дисперсия параметров уравнения (18) эмпирической линии регрессии, а также самой величины Y оценивалась по следующим формулам:

$$S_a^2 = \frac{S_{\text{общ}}^2}{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i}; \quad S_b^2 = \frac{S_{\text{общ}}^2}{\sum_{i=1}^k \omega_i n_i (x_i - \bar{x})^2};$$

$$S_Y^2 = S_a^2 + S_b^2 (x - \bar{x})^2.$$

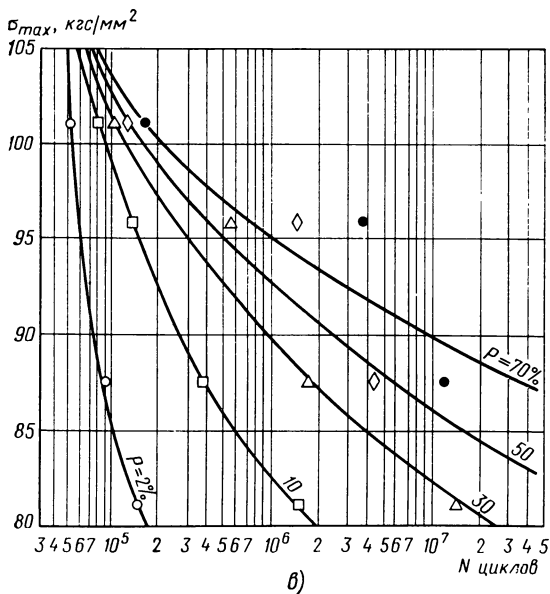
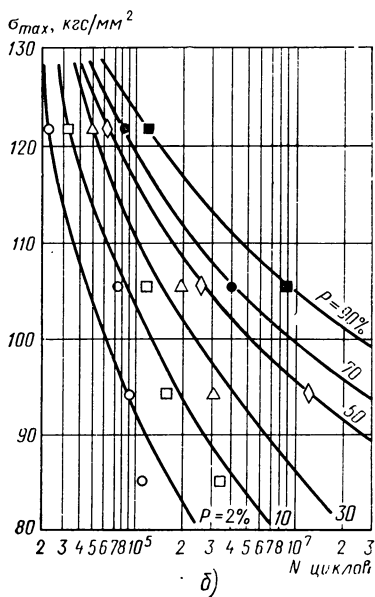
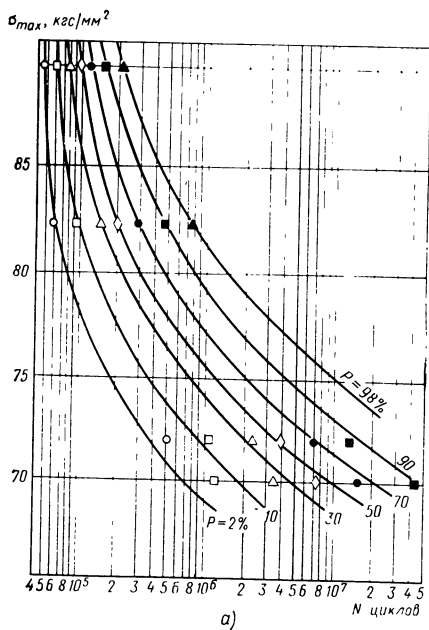
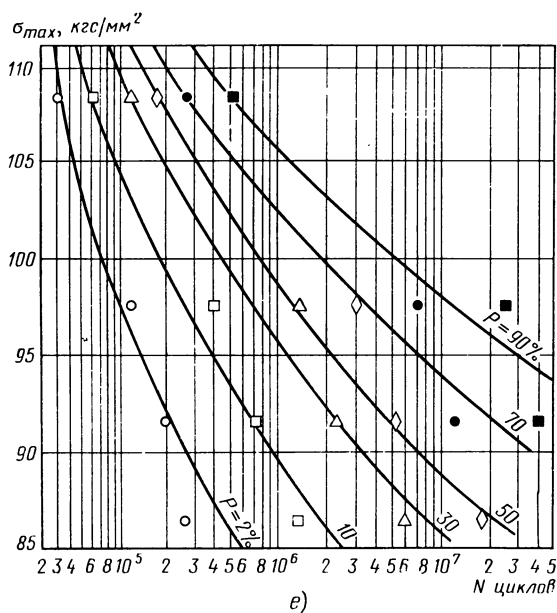
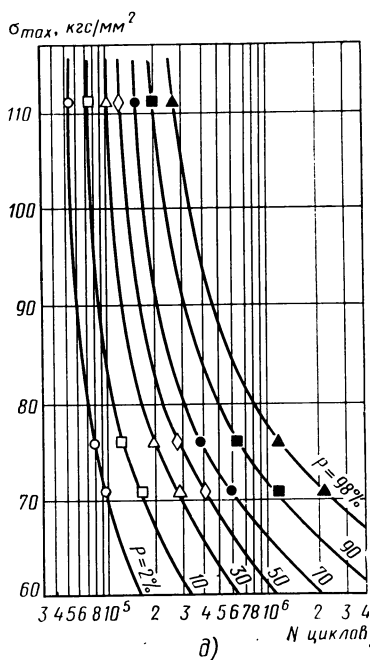
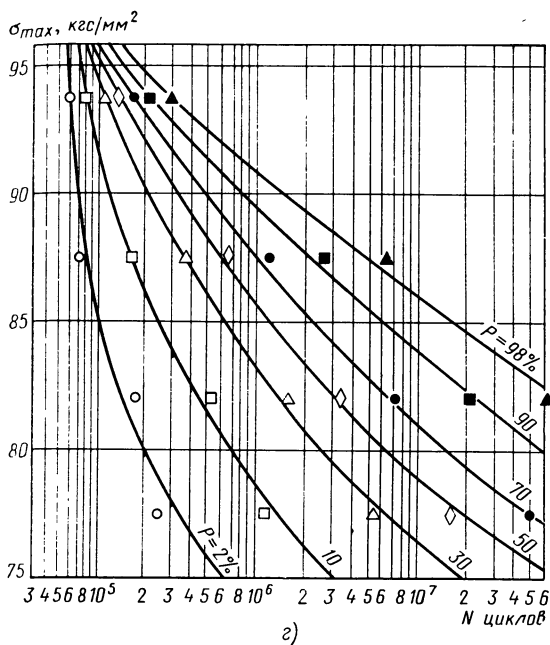


Рис. 16. Семейство кривых усталости образцов, соответств
а — образцов МУ-1; б — образцов МУ-2; в — образцов МУ-3; г — об-



ющих различным вероятностям разрушения:
 Разцов МУ-11; д — образцов МУ-12; е — образцов МУ-13.

Доверительные границы для параметров уравнения (16) теоретической линии регрессии и генерального среднего значения вычислялись по формулам

$$a - t_{q,f} S_a \leq \alpha \leq a + t_{q,f} S_a,$$

$$b - t_{q,f} S_b \leq \beta \leq b + t_{q,f} S_b,$$

$$Y - t_{q,f} S_Y \leq \eta \leq Y + t_{q,f} S_Y;$$

где f — число степеней свободы, $f = \sum_{i=1}^k n_i - 2$;

$t_{q,f}$ — коэффициент, зависящий от доверительной вероятности $P = 1 - q$ и числа степеней свободы f [60, 81].

В качестве примера в табл. 29 приведен регрессионный анализ образцов МУ-1 из стали 30ХГСНА.

Результаты регрессионного анализа всех испытанных образцов сведены в табл. 30.

Т а б л и ц а 30

Тип образца	Марка стали	Теоретический коэффициент концентрации напряжения α_σ	Количество испытанных образцов n	Уравнение линии регрессии $\lg N_i = a + b \times$ $\times \lg \left(\frac{\sigma_{\max} - \sigma_{-1}}{\sigma_{-1}} \right)$		Уравнение дисперсии $\lg N_i = c + d \times$ $\times \left(\lg \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{-1}}{\sigma_{-1}} + l \right)$		
				a	b	c	d	l
МУ-1	30ХГСНА	1	65	4,2002	1,5257	0,0011	0,0096	0,7445
МУ-2		3	54	7,4156	4,6732	0,0024	0,4677	0,4650
МУ-3		1,5	31	2,6026	5,7500	0,0058	0,8125	0,4675
МУ-11	ЭИ643	1	45	3,4031	2,7474	0,0025	0,0892	0,7035
МУ-12		3	23	5,0016	0,8634	0,0022	0,0343	0,3528
МУ-13		1,5	36	4,9902	7,1957	0,0058	1,5161	0,0727

Как известно, по уравнениям эмпирической линии регрессии (18) и дисперсии S_y^2 величины y (17) можно построить семейство кривых усталости для заданных уровней вероятности разрушения.

По данным, полученным в результате регрессионного анализа испытаний образцов на усталость, было построено семейство кривых усталости образцов, соответствующих различным вероятностям разрушения (рис. 16), а также функции распределения максимальных разрушающих напряжений в зоне концентрации для различных баз испытания (рис. 17, 18).

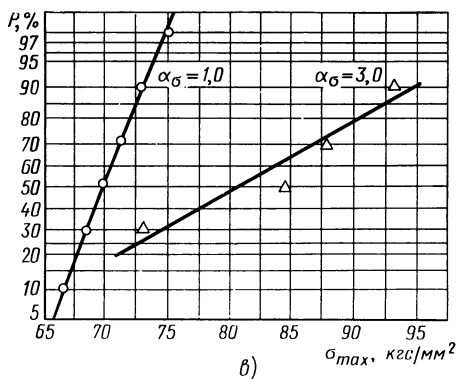
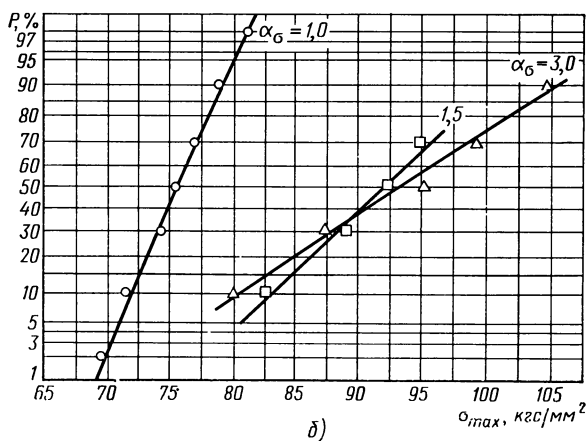
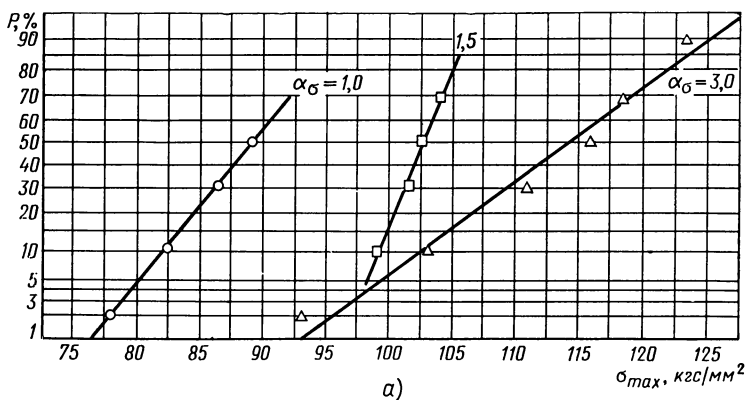


Рис. 17. Функции распределения максимальных разрушающих напряжений в зоне концентрации для образцов из стали 30ХГСА: а — база $N=10^5$ циклов; б — база $N=10^6$ циклов; в — база $N=10^7$ циклов; О — образцы МУ-1; Δ — образцы МУ-2; $\square$ — образцы МУ-3.

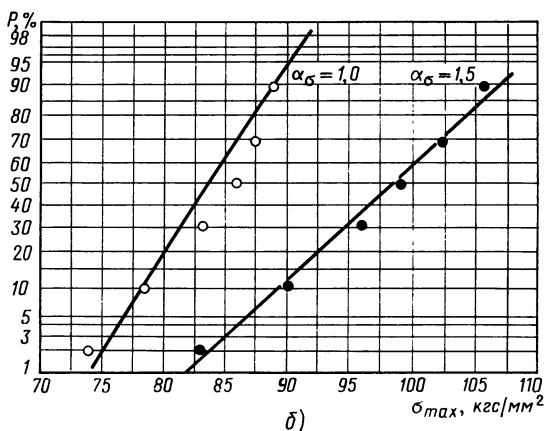
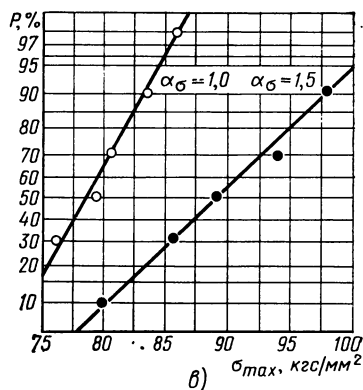
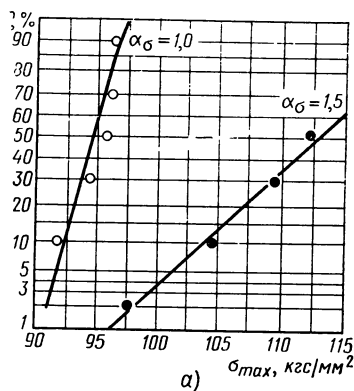


Рис. 18. Функции распределения максимальных разрушающих напряжений в зоне концентрации для образцов из стали ЭИ643:

а — база $N=10^5$ циклов; б — база $N=10^6$ циклов; в — база $N=10^7$ циклов;
 ○ — образцы МУ-11; ● — образцы МУ-13.

Как указывалось ранее, средняя величина предела выносливости образцов каждого типа определялась методом «лестница» на базе испытаний 10^7 циклов [90].

Последовательность и результаты испытаний образцов из исследуемых сталей методом «лестница» представлены на рис 19. Всего было исследовано 120 образцов (по 20 образцов каждого типа). Статистический анализ результатов испытаний методом «лестница» заключается в следующем.

Для оценки среднего значения предела выносливости и его дисперсии в зависимости от наименьшей суммы исходов используются только неразрушенные или разрушенные образцы.

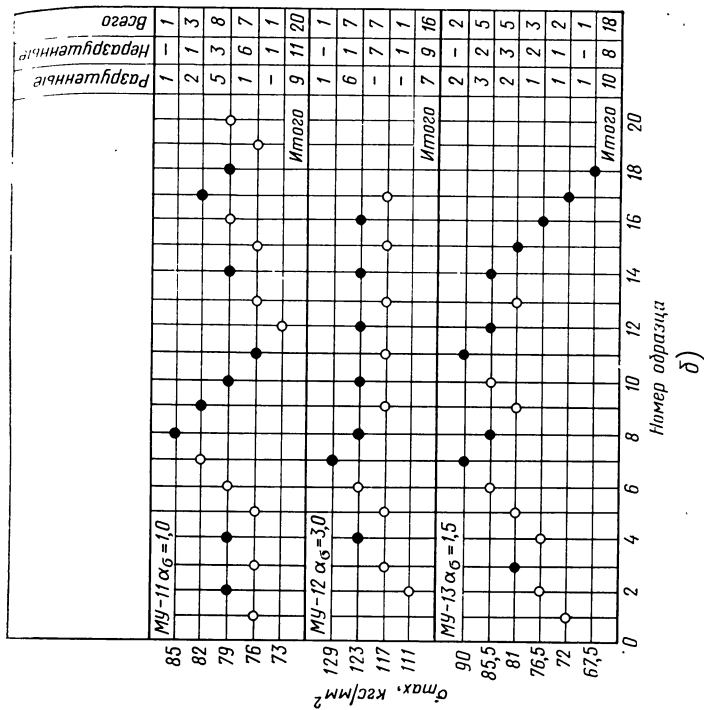
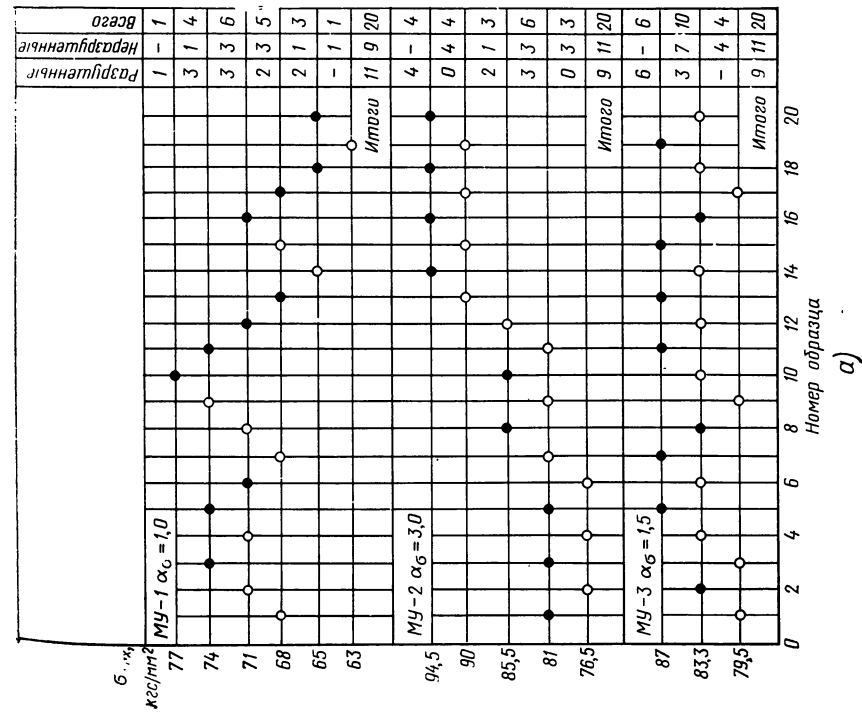


Рис. 19. Последовательность и результаты испытания образцов методом «лестница»:
а — сталь 30ХГСА; б — сталь ЭИ643; ○ — неразрушенные образцы; ● — разрушенные образцы.

Результаты испытаний методом «лестница»

Тип образца	Марка стали	Теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ	Количество испытанных образцов n	Предел выносливости $\bar{\sigma}_{-10}$, кгс/мм ²	Стандартное отклонение $S_{\sigma-10}$	Коэффициент вариации $v_{\sigma-10}$
МУ-1 МУ-2 МУ-3	30ХГСНА	1,0 3,0 1,5	20 20 20	69,625 28,478 57,636	6,977 4,154 1,617	0,100 0,146 0,028
МУ-11 МУ-12 МУ-13	ЭИ643	1,0 3,0 1,5	20 17 20	78,500 40,039 52,826	3,381 0,454 7,277	0,043 0,011 0,138

Продолжение табл. 31

Тип образца	Марка стали	Стандартное отклонение $S_{\sigma-10}$	Стандартное отклонение $S_{S_{\sigma-10}}$	90%-ный доверительный интервал σ_{-10} , кгс/мм ²	90%-ный доверительный интервал σ_{-10} , соответствующий 10%-ной вероятности разрушения, кгс/мм ²
МУ-1 МУ-2 МУ-3	30ХГСНА	1,957 1,274 0,668	4,039 2,838 0,539	67,12—72,140 26,85—30,11 56,78—58,50	59,59—67,78 28,86—38,75 54,33—56,80
МУ-11 МУ-12 МУ-13	ЭИ643	1,105 0,335 2,117	1,600 0,172 4,372	77,09—79,92 39,62—40,47 50,11—55,54	71,18—77,15 38,94—39,97 35,82—51,18

ным методом «лестница». Параметр S_x связан с коэффициентом вариации $v_{\sigma_{\max}}$ следующим соотношением:

$$v_{\sigma_{\max}} = \frac{(1 - 10^{-2S_x}) 10^{A_{L-B} \lg \frac{L}{G}}}{2 \left(\sigma_{\min} + 10^{A_{L-B} \lg \frac{L}{G}} \right)}.$$

Отсюда находим

$$S_x = -\frac{1}{2} \lg \left[1 - \frac{2v_{\sigma_{\max}} \left(\sigma_{\min} + 10^{A_{L-B} \lg \frac{L}{G}} \right)}{10^{A_{L-B} \lg \left(\frac{L}{G} \right)}} \right].$$

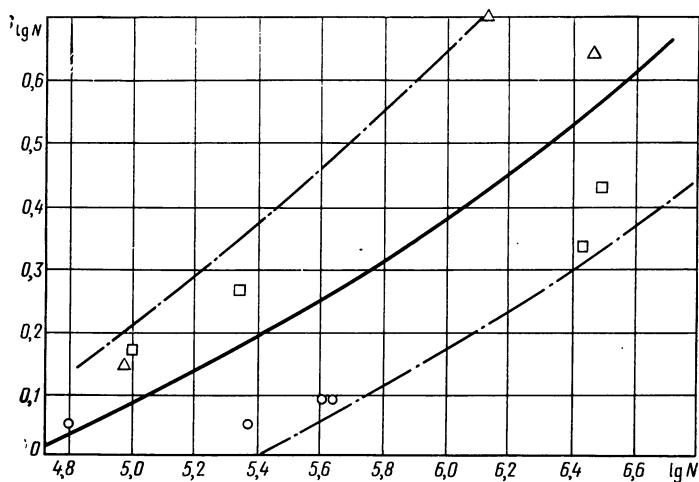


Рис. 21. График изменения стандартного отклонения от средней долговечности для образцов из стали 30ХГСА:

□ — образец МУ-1; ○ — образец МУ-2; △ — образец МУ-3;
 — — — — — 90%-ный доверительный интервал

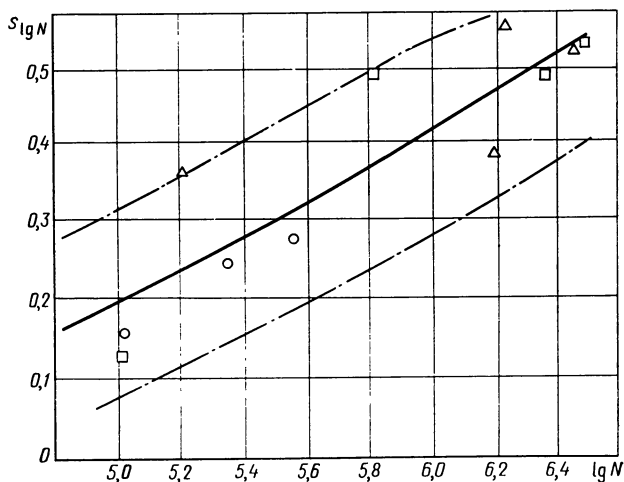


Рис. 22. График изменения стандартного отклонения от средней долговечности для образцов из стали ЭИ643:

□ — образец МУ-11; ○ — образец МУ-12; △ — образец МУ-13,
 — — — — — 90%-ный доверительный интервал

К определению уравнения подобия усталостного разрушения

Тип образца	α_σ	R , мм	d_0 , мм	$\sigma_{\max}$, кгс/мм ²	$\sigma_{\max}-\sigma_{\min}$	$\lg(\sigma_{\max}-\sigma_{\min})$	$L/\bar{G}$	$\lg(L/\bar{G})$	Результаты вычислений
<i>Образцы из стали 30ХГСНА</i>									
МУ-1	1,0	1,0	7,514	69,63	31,33	1,4959	88,688	1,9478	$\sigma_{\min}=38,3 \text{ кгс/мм}^2;$ $\lg(\sigma_{\max}-\sigma_{\min})=$ $=1,767-$ $-0,123 \lg \frac{L}{\bar{G}}$
МУ-3	1,5	1,701	6,797	86,55	48,25	1,6834	16,133	1,2076	
МУ-2	3,0	0,291	6,994	85,43	47,13	1,6733	3,132	0,4958	
Σ						4,8526		3,6512	

Образцы из стали ЭИ643

МУ-11	1,0	1	7,522	78,50	35,33	1,5482	88,877	1,9488	$\sigma_{\min}=43,2 \text{ кгс/мм}^2;$ $\lg(\sigma_{\max}-\sigma_{\min})=$ $=1,958-$ $-0,237 \lg \frac{L}{\bar{G}}$
МУ-13	1,5	1,701	7,517	79,24	36,07	1,5571	18,044	1,2561	
МУ-12	3,0	0,291	7,200	120,12	76,95	1,8862	3,226	0,5087	
Σ						4,992		3,714	

Таблица 33

Значения постоянных материала для сталей, входящих в уравнения подобия

Марка стали	Предел прочности σ_B , кгс/мм ²	Предел выносливости $\bar{\sigma}_{-10^7}$, кгс/мм ²	Постоянные материала				
			$\sigma_{\min}$, кгс/мм ²	A_L	B	S_x	$\chi=A/B$
30ХГСНА	165	69,6	38,3	1,767	0,123	0,1006	14,4
ЭИ643	190	78,5	43,2	1,958	0,237	0,0748	8,3
Сталь 40Х	202	85,5	45	1,837	0,125	0,050	14,7
Сталь 45	69,6	32,0	19	1,287	0,135	0,055	9,5
Сталь 3	46,1	25,5	13	1,350	0,140	0,028	9,6

Результаты расчетов по этой формуле и по значениям $v_{\sigma_{\max}}$, найденным по методу «лестница», показывают, что величины S_x находятся в пределах 0,074—0,100. В среднем для сталей 30ХГСНА и ЭИ643 можно рекомендовать значение $S_x=0,085$.

Полученные в результате испытаний постоянные материала позволяют находить средние значения пределов выносливости и коэффициенты вариации пределов выносливости образцов для расчета надежности и долговечности натуральных деталей и узлов статистическими методами.

ГЛАВА IV

ВЫНОСЛИВОСТЬ ХАРАКТЕРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ШАССИ

Надежность и долговечность силовой конструкции шасси транспортных самолетов в значительной степени зависит от прочности шарнирно-болтовых соединений. Анализ статистических данных по отказам силовой конструкции шасси в эксплуатации показывает, что более 60% конструктивных элементов шасси подвержено усталостным повреждениям, причем 26% из них приходится на отказы шарнирно-болтовых соединений.

Как известно, главным конструктивным элементом шарнирно-болтового соединения является проушина. Экспериментальным и теоретическим исследованиям прочности проушин посвящен ряд работ [19, 42, 43]. В большинстве работ исследуются напряженное состояние, статическая прочность и выносливость проушин, а также влияние разнообразных конструктивных и технологических факторов на показатели выносливости проушин [62, 86, 92]. Однако исследований выносливости шарнирно-болтовых соединений шасси с учетом рассеивания характеристик прочности известно весьма ограниченное количество.

Для получения основных расчетных характеристик прочности проушин при переменных нагрузках, а также достоверных значений рассеивания пределов выносливости и долговечности проушин, было проведено комплексное статистическое исследование выносливости типовых шарнирно-болтовых соединений шасси. Причем, поскольку уравнение подобия усталостного разрушения не распространяется на детали, работающие в условиях контактных напряжений и фреттинг-коррозии, то статистическое исследование выносливости шарнирно-болтовых соединений проводилось экспериментально, путем усталостных испытаний образцов проушин.

1. ТИПОВЫЕ ОБРАЗЦЫ И ПАРАМЕТРЫ СОЕДИНЕНИЙ ШАССИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для выявления наиболее характерных конструктивных вариантов и параметров соединений шасси было обследовано около

400 шарнирно-болтовых соединений шасси трех типов транспортных самолетов.

Обследованием установлено, что в стойках шасси транспортных самолетов в основном используются плоские шарниры с одной степенью свободы и различным выполнением контактных поверхностей. В шарнирно-болтовых соединениях используются

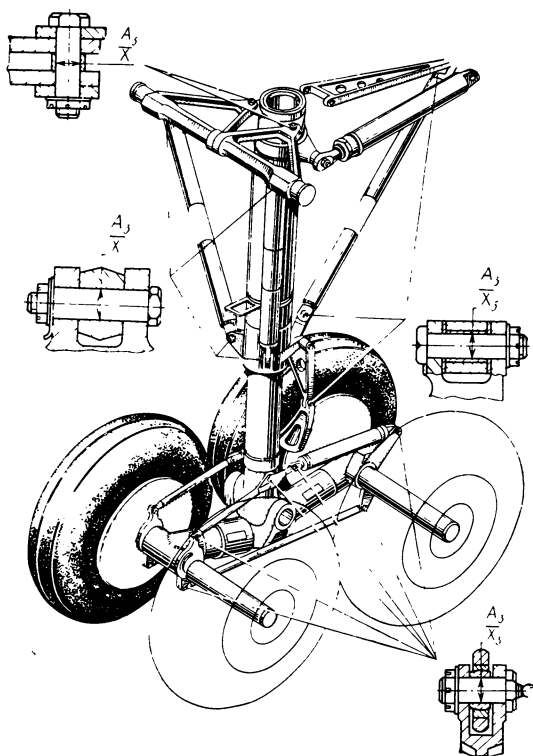


Рис. 23. Шарнирно-болтовые соединения, применяемые в силовой конструкции шасси транспортных самолетов

одинарные и двойные проушины различной ширины и длины, скрепленные болтами (рис. 23).

Прочность шарнирно-болтовых соединений характеризуется следующими геометрическими параметрами, оказывающими влияние на распределение напряжений в проушине (рис. 24):

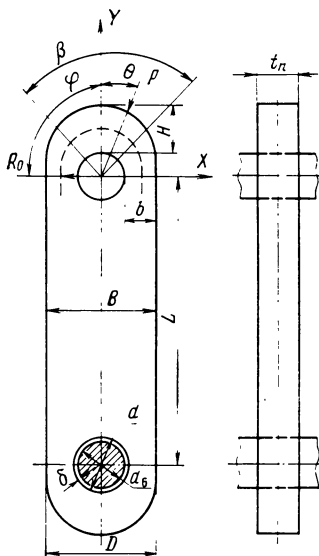
а) параметром жесткости проушины, определяемым отношением R_0/b или d/D ;

б) конфигурацией замыкающей части проушины, определяемой геометрическим параметром H/D ;

- в) посадкой соединения $\delta = d - d_6$, т. е. величиной зазора между отверстием проушины и болтом;
- г) толщиной проушины t_n , поскольку при большой толщине проушины $t_n/d > 1,5$ из-за изгиба болта увеличивается контактное давление на гранях проушины;
- д) шириной B основания проушин;
- е) шириной b перемычек проушин;
- ж) углом θ направления действующего внешнего усилия;
- з) углом β зоны контакта проушины и болта;
- и) углом φ , определяющим положение точки перехода перемычки в основание детали.

Рис. 24. Схема и геометрические параметры типовой проушины шасси:

L — расстояние между отверстиями проушины; B — ширина основания проушины; b — ширина перемычки; H — ширина перемычки в замыкающей части проушины; t_n — толщина проушины; R_0 — радиус по средней линии замыкающей части проушины; D — наружный диаметр замыкающей части проушины; d — диаметр отверстия проушины; d_6 — диаметр болта; $\delta = d - d_6$ — зазор между проушиной и болтом; β — угол зоны контакта проушины с болтом; θ — угол направления действия внешней силы; φ — угол, определяющий положение точки перехода перемычки в основание детали; X, Y — оси



Для определения наиболее типичных конструктивных размеров проушин шарнирно-болтовых соединений стоек шасси и изготовления образцов проушин при исследовании были замерены геометрические параметры и отношения размеров проушин, приведенные в табл. 34.

Как показали результаты исследования в силовой конструкции шасси транспортных самолетов наиболее распространены прямые проушины с диаметрами отверстий от 10 до 30 мм и углом $\varphi = 90^\circ$. Для различных типов самолетов они составляют от 36 до 65% всех применяемых типов проушин. Подавляющее большинство проушин (72%) выполнено с постоянной перемычкой по углу φ ($H/b = 1$).

Сопрягаемые поверхности шарнирно-болтовых соединений обычно выполнены по 2—3 классам точности (табл. 35).

Параметры проушин стойки шасси

Наименование параметра	Величина параметра	Количество проушин в %			
		самолет А	самолет Б	самолет В	общее
Диаметр d отверстия проушины, мм	10		1,7	7,3	3,0
	10—20	35	29,1	22,6	28,9
	20—30	21,5	21,0	40,1	27,5
	30—40	22,6	11,7	15,3	16,5
	40—50	2,82	18,7	5,1	8,9
	50—60	3,9	6,4	1,5	3,9
	60—70	1,1	2,3	3,6	2,3
	70—80	0,6	1,1	4,4	2
	80—90	2,2	1,7		1,3
	90—100	3,4	1,1		1,5
	110—130	1,1	3,5		1,5
	130—140		1,7		0,6
Угол φ , град	30—45	1,7	0,8	10	4,2
	45—60	6	3,9	22,3	10,7
	60—75	8	14,9	13,8	12,2
	75—85	12,4	4,7		5,7
	90	53	65,6	36,2	51,60
	95—105		2,3		0,8
	105—120	1,7	10	0,8	4,2
	120—135	14,7	0,8	16,1	10,5
Отношение R_0/b	1—2	63	55,9	56,2	58,4
	2—3	22,4	36,7	17,7	25,6
	3—4	6,8	4,4	5,4	5,5
	4—5	1,7	3,0	6,9	3,9
Отношение t_n/d	0,3—0,5	30,5		24,6	27,5
	0,5—1	52		54,3	53,2
	1—1,5	10,1		9,4	9,8
	1,5—2,0	5,6		7,7	6,7
	2,0—2,5	1,1		3,1	2,1
	2,5—3,0	—		0,8	0,4
Отношение H/b	0,5—0,75	10		18,5	9,5
	0,75—0,95	11,3		16,9	9,4
	1	78	82,2	56,9	72,4
	1,1—1,2	2,3	12,1	4,6	6,3
	1,2—1,3		5,0	5,4	3,5
	1,3—1,4		0,7	2,3	1,0
	1,4—1,5			1,5	0,5

Типы посадки соединений шасси

Класс точности	Тип посадки	Количество соединений в %			
		самолет А	самолет Б	самолет В	общее
2	Скользкая		29,8	23,5	17,8
2	Ходовая	27,5	14,4	26,0	22,6
2	Движения		12,6	4	5,5
2	Плотная		7,2	4	3,7
2	Напряженная	0,7	9,0	4	4,6
2	Глухая				
2	Прессовая		0,9		0,3
3	Скользкая	0,7	8,1	16	8,3
3	Ходовая	62,4	2,7	4,5	23,2
3	Прессовая	8,7	11,7	15,5	12
4	Ходовая		3,6	0,5	13,7

Как видно из табл. 35, в шасси самолетов А больше половины соединений выполнено по ходовой посадке 3-го класса точности, а для шасси самолетов Б и В характерна более высокая точность соединений. Это скользкая посадка 2-го класса точности для самолета Б и ходовая посадка 2-го класса точности для самолета В.

На основе полученных данных были разработаны типовые образцы проушин для исследований. Наиболее распространенные параметры реальных конструкций проушин стоек шасси и параметры образцов проушин приведены в табл. 36.

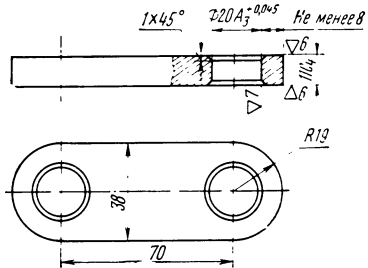
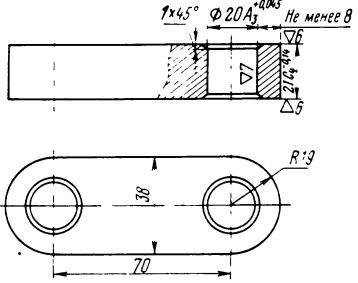
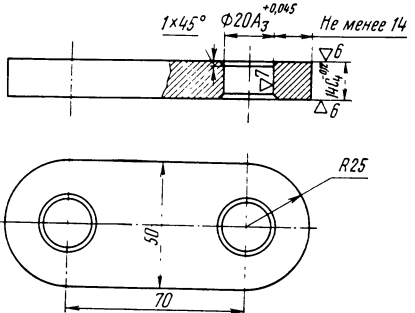
Таблица 36

Типовые параметры реальных проушин и образцов проушин

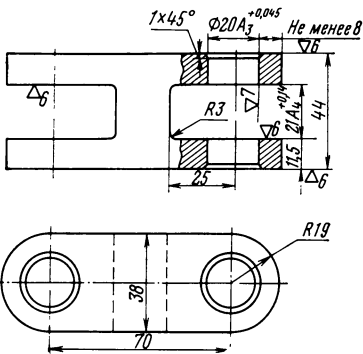
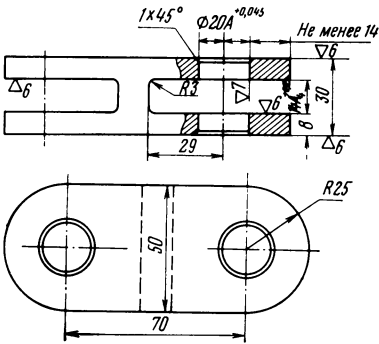
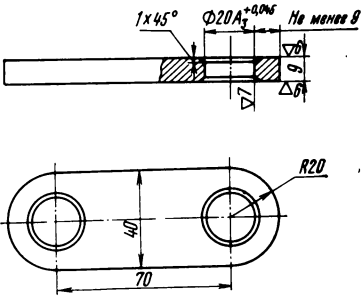
Обозначение параметра по рис. 24	Величина параметра проушины	Количество проушин с данными параметрами, %	Параметр образца
d , мм	10—30	56,4	20
φ , град	90	51,6	90
R_0/b	1—2	58,4	1,1—1,8
t_n/d	0,5—1	53,2	0,45—1,05
H/b	1	72,4	1
Тип посадки	Ходовая	47	Ходовая

Для изучения влияния конструктивных факторов на выносливость соединений было разработано и изготовлено несколько типов образцов одинарных и двойных проушин с различной толщиной и шириной (рис. 25). Диаметр отверстия и тип посадки во всех соединениях были выполнены постоянными и равными 20 А₃/Х₃. Все образцы были изготовлены из металла одной марки каждой марки стали.

Марка стали	Режим термообработки	Содержание элементов в стали, %		Механические свойства стали
30X13HA	Нагрев до 900° С, изотермическая закалка в селитре 270—280° С—3 ч	C=0,29 Ni=1,58	Si=1,17 S=0,006	$\sigma_{0,2}=125 \text{ кгс/мм}^2$ $\sigma_B=165^{+15}_{-10} \text{ кгс/мм}^2$
		G=0,32 Mn=1,20	P=0,012 Cr=1,10	$\delta_5=11\%$ $\psi=62\%$ $a_k=6 \text{ кгс}\cdot\text{м/см}^2$ $HB=480 \text{ кгс/мм}^2$

Вид и размер заготовки	Тип образца проушины	Чертеж образца	Количество образцов
Поковка $18 \times 45 \times 115$ мм	НУ-1		80
Поковка $26 \times 45 \times 115$ мм	ПУ-1		60
Поковка $20 \times 55 \times 126$ мм	ПУ-3		30

Марка стали	Режим термообработки	Содержание элементов в стали, %		Механические свойства стали
30ХГСНА	Нагрев до 900° С, изотермическая закалка в селитре 270—280° С—3 ч			
ЭИ643	Нагрев до 900° С, изотермическая закалка в селитре 240—260° С—3 ч	С=0,37 Ni=2,73 Mn=0,67 Si=0,81 S=0,01	P=0,017 Cr=0,99 W=0,91 Ti=0,1 Al=0,1	$\sigma_{0,2}=140 \text{ кгс/мм}^2$ $\sigma_B=190 \pm 10 \text{ кгс/мм}^2$ $\delta_b=10 \%$ $\psi=44 \%$ $a_k=7,6 \text{ кгс} \cdot \text{м/см}^2$ $HB=520 \text{ кгс/мм}^2$

Вид и размер заготовки	Тип образца проушины	Чертеж образца	Количество образцов
Поковка 50×45×115 мм	ПУВ-1		30
Поковка 40×55×126 мм	ПУВ-3		30
Поковка 18×45×115 мм	НУ-11		80

Для исследования влияния технологических факторов на выносливость соединений все образцы проушин были обработаны в условиях и по режимам авиационного производства. Заготовками во всех случаях были поковки.

Химический состав и механические свойства сталей, а также основные данные образцов проушин приведены в табл. 37.

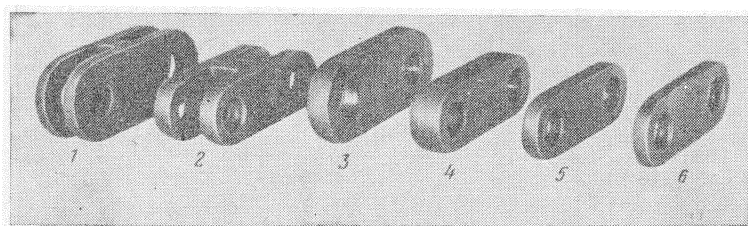


Рис. 25. Образцы проушин для испытания на выносливость:

1 — образец ПУВ-3; 2 — образец ПУВ-1; 3 — образец ПУ-3; 4 — образец ПУ-1;
5 — образец НУ-1; 6 — образец НУ-11.

На каждую проушину было изготовлено в условиях авиационного серийного производства по 2 болта из стали 30ХГСА с рабочей поверхностью, покрытой хромом. Повторно в испытаниях болты не использовались.

2. ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ В СОЕДИНЕНИИ

При расчетах деталей машин на прочность обычно используют упрощенные схемы напряженного состояния элементов конструкции. Однако такие схемы не учитывают ряд факторов, влияющих на прочность деталей. В то же время для успешного решения задачи обеспечения надежности конструкции машин в плане устойчивости ее против усталостных разрушений конструктору необходимо четко представлять картину напряженного состояния деталей, входящих в данную конструкцию. Поскольку знание напряженного состояния деталей и мест наибольшей концентрации напряжений позволяет осуществлять доводку конструкции с целью уменьшения концентрации напряжений и создания более равномерного поля напряжений на детали. Наиболее точные и достоверные значения напряжений в рассчитываемых сечениях получают при экспериментальном определении напряжений в деталях. В настоящее время существует несколько методов и средств измерения напряжений и деформаций. Наиболее распространенными являются метод проволоочной тензометрии и поляризационно-оптический метод.

Концентрация напряжений в деталях машин возникает около галтельных переходов, ступенчатых выточек, проушин и т. д. При исследовании напряжений в местах концентрации методом

проволочной тензометрии необходимо уделять большое внимание выбору типов и размеров тензорезисторов. Обычно при таких исследованиях разрабатываются специальные методы, при помощи которых возможно определять напряжения с большими градиентами, так как показания тензодатчиков в местах концентрации напряжений будут соответствовать значениям деформаций, усредненным по длине их базы.

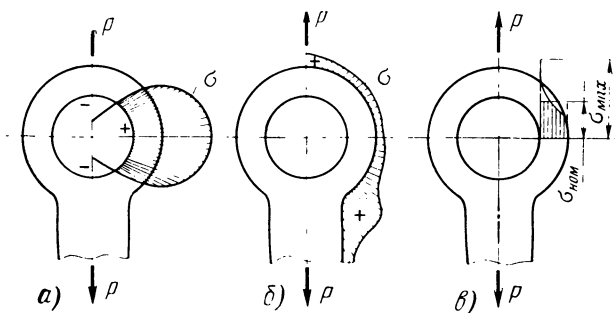


Рис. 26. Распределение напряжений на стержне с проушиной при статической нагрузке в зоне упругих деформаций:

а — на краю стержня; б — с наружной стороны отверстия проушины; в — в поперечном сечении перемычки проушины.

Методы исследования градиентов напряжений в галтелях описаны в работе [18].

Другим методом анализа напряженного состояния деталей является метод фотоупругости или поляризационно-оптический метод, в основе которого лежит свойство прозрачных материалов проявлять под нагрузкой оптическую анизотропию — временное двойное лучепреломление.

Для плоского напряженного состояния при условии упругости работы материала и наличии односвязного контура или многосвязного с уравновешенной системой сил внутри замкнутого контура, постоянные упругости E и μ не влияют на распределение напряжений. Для замкнутого контура с неуравновешенной системой сил, при исследовании напряженного состояния деталей методом фотоупругости должно соблюдаться равенство коэффициентов Пуассона модели и натурной детали [33, 46].

Шарнирно-болтовое соединение представляет собой конструкцию с неравномерным распределением напряжений (рис. 27). Максимальные растягивающие напряжения в профиле возникающие на краю отверстия проушины.

В работе [92] на основе измерений продольной деформации в упругой зоне стержней с проушинами доказано, что с увеличением соотношения наружного диаметра проушины к диамет-

ру стержня и увеличением посадочного зазора напряжения на краю отверстия возрастают. Увеличение поперечного сечения проушины замыкающей части и в основании так называемое утолщение или расширение стержня до наружного диаметра проушины снижает растягивающее напряжение в профиле на краю отверстия, но зато увеличивает напряжение сжатия в замыкающей части и в основании проушины на краю отверстия. Напряжения на наружной стороне проушины при хорошем оформлении перехода к стержню остаются относительно малыми.

В поперечном сечении перемычки проушины в зоне упругих деформаций номинальное напряжение $\sigma_{\text{ном}}$ равно нагрузке P , деленной на поперечное сечение перемычки. Теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ равен напряжению на краю отверстия σ_k в поперечном сечении перемычки, деленному на номинальное напряжение $\sigma_{\text{ном}}$.

В результате многочисленных измерений продольной деформации стержней с проушинами при статических опытах К. Херм-Мейером [92] установлено, что принятое для широко распространенных методов расчета распределение давления на стенки отверстия между стержнем и проушиной по косинусному закону (закон Ламберта) не подтверждается. При этих опытах выявляется сильное влияние затрудненной стержнем деформации проушины при посадке, которое вызывает смещение максимума давления примерно на 50° , оно достигает здесь величины 1,2 среднего напряжения на стенках отверстия (рис. 27).

При исследовании напряженного состояния типовой растянутой проушины шарнирно-болтового соединения стойки шасси был применен поляризационно-оптический метод и использованы модели из эпоксидной смолы (рис. 28).

Модели исследуемой проушины изготавливали из двулучепреломляющего материала, полученного на основе эпоксидной смолы ЭД-5, отвержденной метилтетрагидрофталевым (МТГФ) ангидридом, для которого коэффициент ν при комнатной температуре равен 0,33—0,35, т. е. близок к коэффициенту Пуассона стали. Для аналогичного случая в работе [46] показано, что влияние коэффициента Пуассона не превышает 2%.

Переход от напряжений в модели к напряжениям в натурной проушине осуществлялся при соблюдении условий силового и геометрического подобия.

Исследование напряжений в проушинах было проведено при комнатной температуре на трех сериях моделей, изготовленных из одной партии плиток эпоксидной смолы. Первая серия состояла из трех моделей с диаметром отверстия 10 мм и расстоянием между отверстиями L от 2 до $6d$ при одинаковом отношении d/D , где D — наружный диаметр замыкающей части модели. Во вторую серию вошли восемь моделей с диаметром отверстия 10 мм и с отношениями d/D от 0,25 до 0,65. Третья се-

рия была представлена тремя моделями постоянной ширины $B=D=28,5$ мм с отверстиями диаметром 5, 10 и 15 мм; отношение d/D составляло 0,18; 0,35 и 0,53 соответственно.

Модели загружали двумя сосредоточенными силами с помощью загрузочного устройства рычажного типа (соотношение плеч рычага 10 : 1). Нагрузку прикладывали через текстолитовые шайбы, вставляемые в отверстие с зазором по диаметру 0,1 мм.

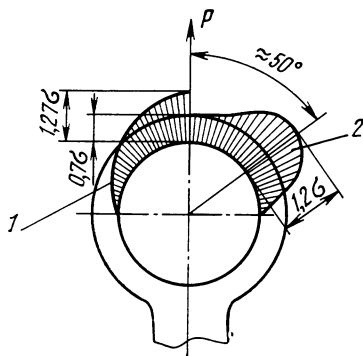


Рис. 27. Распределение напряжений на стенках отверстия проушины при статической нагрузке:

1 — предполагаемое расчетное; 2 — по результатам измерений

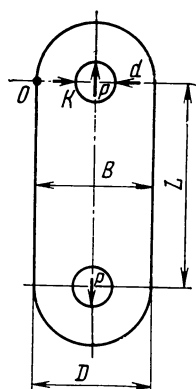


Рис. 28. Схемы модели:

L — расстояние между центрами отверстий модели; B — ширина основания модели; D — наружный диаметр замыкающей части модели; d — диаметр отверстия; P — усилия, действующие на модель; O, K — точки сечения.

Модели первой серии, в которых варьировалась длина образца при постоянном диаметре отверстия и отношении d/D , были предназначены для определения расстояния между отверстиями, при котором отсутствует их взаимное влияние. Из поляризационной картины полос моделей первой серии, полученной на установке БПУ-ИМАШ, было установлено, что уже при расстоянии между отверстиями $L=2d$ одно отверстие не оказывает значительного влияния на концентрацию напряжений по горизонтальному диаметру другого отверстия. Полное отсутствие взаимного влияния отверстий имело место при расстоянии между отверстиями $L=6d$, что может быть подтверждено появлением зоны чистого растяжения, видной из картины полос. В последующих экспериментах применяли модели с расстоянием между отверстиями не менее $5d$.

Модели второй серии, в которых варьировалась ширина, а значит и диаметр замыкающей части модели при постоянном

диаметре отверстия 10 мм, были изготовлены для определения коэффициента концентрации напряжений на внутреннем контуре отверстия по горизонтальному диаметру. На рис. 29 и 30 при-

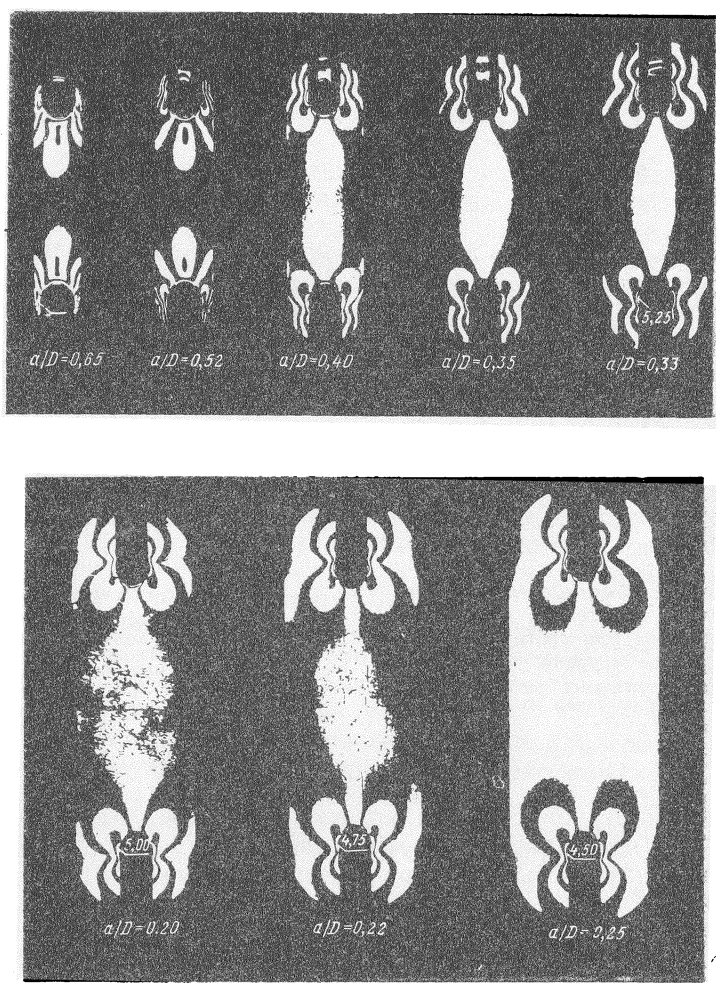


Рис. 29—30. Полосы в моделях с различным отношением диаметра d наружному диаметру D замыкающей части модели

ведены картины полос в моделях с различным соотношением d/D . Порядок полосы в зоне концентрации определен подсчетом полос в проходящем свете с помощью восьмикратной лупы при скрещенных и параллельных осях пропускания поляризованных лучей. Точность отсчета, таким образом, равнялась $\pm 0,25$ полосы, т. е.

ошибка в определении порядка полосы при наличии в концентраторе более 5 полос составляла менее 5%.

Теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ был определен как отношение напряжения σ_K в точке K на внутреннем контуре отверстия (см. рис. 28) к напряжению $\sigma_{\text{НОМ}}$ в ослабленном сечении модели

$$\alpha_\sigma = \frac{\sigma_K}{\sigma_{\text{НОМ}}} = \frac{m_{\text{пК}} \sigma^t_{\text{м}}}{P/(D-d) t_{\text{м}}}, \quad (20)$$

где $m_{\text{пК}}$ — порядок полосы в точке K ;

$\sigma^t_{\text{м}}$ — цена полосы модели, кгс/см² · пол;

P — нагрузка, кгс;

D, d и $t_{\text{м}}$ — диаметр замыкающей части, диаметр отверстия и толщина модели, см.

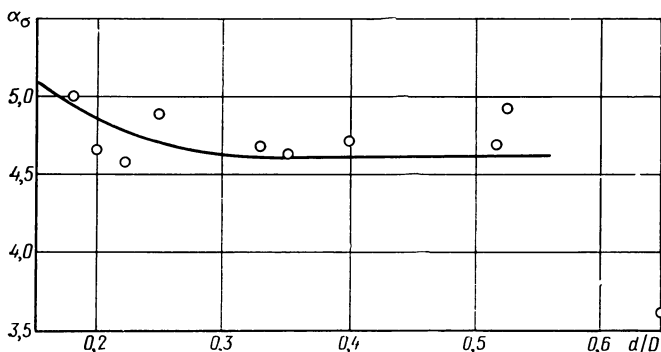


Рис. 31. График изменения теоретического коэффициента концентрации напряжений моделей в зависимости от отношения диаметра d отверстия к наружному диаметру D моделей

Цену полосы модели $\sigma^t_{\text{м}}$ определяли на тарировочном диске, нагруженном сосредоточенными силами по вертикальному диаметру. Диск был изготовлен из той же партии плиток эпоксидной смолы, что и исследуемые модели.

Для диска диаметром $D_{\text{т}}=2,5$ см и толщиной $t=0,5$ см из восьми измерений при различной величине нагрузки было получено среднее значение цены полосы материала модели $\sigma^t_{\text{м}}=51,4$ кгс/см² · пол.

Теоретические коэффициенты концентрации напряжений, полученные на восьми образцах второй и трех образцах третьей серий, приведены на рис. 31. Из графика видно, что значение теоретического коэффициента концентрации напряжений в пре-

делах отношений $d/D=0,4 \div 0,5$ может быть принято постоянным $\alpha_\sigma = 4,6$ с относительной погрешностью 5%.

Таким образом, в пределах указанных выше отношений d/D и зазоре между болтом и отверстием 0,1 мм напряжения в зоне концентрации для натурной проушины могут быть определены по формуле

$$\sigma_{K\Pi} = \sigma_{\text{ном.п}} \alpha_\sigma = \frac{4,6P}{(D-d)t_\Pi}, \quad (21)$$

где $\sigma_{K\Pi}$ — напряжение в точке K на внутреннем контуре отверстия проушины;

$\sigma_{\text{ном.п}}$ — номинальное напряжение по ослабленному сечению проушины;

D , t_Π и d — диаметр замыкающей части, толщина и диаметр отверстия проушины, см;

P — нагрузка, кгс.

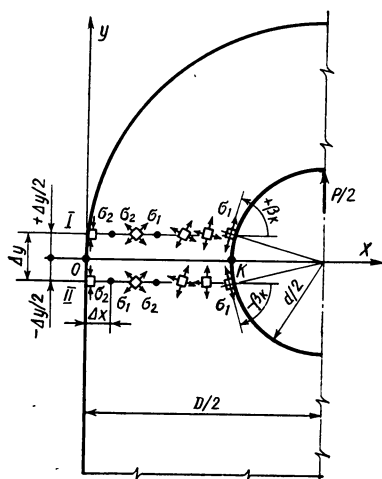


Рис. 32. К разделению напряжений по сечению ОК в моделях третьей серии

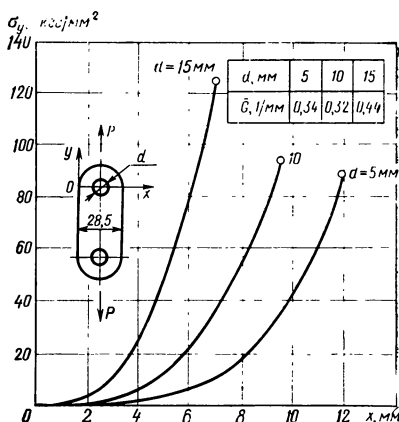


Рис. 33. График изменения напряжений σ_y по оси x для моделей третьей серии

Третья серия моделей, в которой варьировался диаметр отверстия при постоянной ширине и наружном диаметре замыкающей части модели $D=28,5$ мм, была предназначена для определения изменения градиента напряжений σ_x по горизонтальному сечению ОК (рис. 32). Данные, полученные при испытании третьей серии моделей, были частично использованы для определения теоретических коэффициентов концентрации напряжений.

Скорость затухания нормальных напряжений σ_y в направлении от контура отверстия к внешнему контуру модели может быть охарактеризована тангенсом угла наклона касательной к эпюре распределения напряжений у поверхности, который равен производной $d\sigma_y/dx$. Величина $G=d\sigma_y/dx=\operatorname{tg} \theta$ называется градиентом напряжений.

Изменение нормальных напряжений σ_y для моделей с диаметром отверстий $d=5, 10, 15$ мм и относительный максимальный градиент напряжений $\bar{G}=G/\sigma_{\text{imax}}$ для этих моделей показаны на рис. 33.

Таким образом, исследования напряженного состояния в шарнирно-болтовом соединении шасси позволили не только определить достоверную картину напряжений в проушинах, но и установить такие расчетные характеристики, как теоретический коэффициент концентрации напряжений и относительный максимальный градиент напряжений, необходимые для расчета деталей стойки шасси на прочность.

3. СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ВЫНОСЛИВОСТИ СОЕДИНЕНИЙ

Для статистического анализа выносливости шарнирно-болтовых соединений шасси были использованы образцы проушин и болты, описанные в разд. 1 данной главы. Образцы проушин из высокопрочных легированных сталей 30ХГСНА и ЭИ643 различного конструктивного исполнения испытывали на усталость различными методами.

Предварительно образцы проушин всех типов были испытаны на статическую прочность, и результаты испытаний сведены в табл. 38.

Т а б л и ц а 38

Характеристики статической прочности образцов проушин

Тип образца	Марка стали	Количество испытанных образцов	Предел прочности по смятию $\sigma_{\text{см}}$, кгс/мм ²	Стандартное отклонение $S_{\sigma_{\text{см}}}$	Коэффициент вариации $v_{\sigma_{\text{см}}}$	Предел прочности по разрыву $\sigma_{\text{разр}}$, кгс/мм ²	Стандартное отклонение $S_{\sigma_{\text{разр}}}$	Коэффициент вариации $v_{\sigma_{\text{разр}}}$	$\frac{\sigma_{\text{см}}}{\sigma_{\text{разр}}}$
НУ-1	30ХГСНА	5	84	3,13	0,037	147	5,36	0,036	0,57
НУ-11	ЭИ643	6	92	1,03	0,012	146	2,41	0,017	0,63
ПУ-1	30ХГСНА	6	61	1,84	0,030	106	3,10	0,029	0,58
ПУ-3	30ХГСНА	5	92	2,18	0,024	97	2,38	0,025	0,95
ПУВ-1	30ХГСНА	4	61	1,99	0,065	106	2,92	0,080	0,58
ПУВ-3	30ХГСНА	5	91	1,32	0,015	95	1,39	0,015	0,95

Для статистического анализа выносливости шарнирно-болтовых соединений, определения пределов выносливости и построе-

ния кривых усталости более 100 образцов НУ-1 из стали 30ХГСНА и НУ-11 из стали ЭИ643 были испытаны на различных уровнях напряжения.

При испытании образцов проушин на усталость различными методами использовали гидравлические пульсаторы типа «Лозенгаузен» 35 тонн и ГРМ-1 50 тонн, оснащенные специальными приспособлениями для испытаний одинарных и двойных проушин.

Образцы проушин и болты испытывали на растяжение при асимметричном цикле с частотой нагружения 1100 цикл/мин («Лозенгаузен») и 600 цикл/мин (ГРМ-1) в условиях комнатной температуры. Коэффициент асимметрии цикла был постоянным и равнялся $r = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} = 0,2$. База испытания составляла $2 \cdot 10^6$ циклов. Статистическая обработка результатов испытаний образцов проушин на усталость проведена аналогично описанной в разд. 3 гл. III, но в данном случае при регрессионном анализе за независимую величину принимали

$$x = \lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r},$$

где σ_i — максимальное напряжение уровня;

σ_r — предел выносливости при асимметричном цикле нагружения.

По результатам испытаний были получены характеристики рассеивания логарифма долговечности образцов проушин НУ-1 и НУ-11 (табл. 39), а регрессионный анализ результатов испытаний образцов проушин на усталость позволил определить уравнения регрессии этих образцов.

Таблица 39

Характеристики рассеивания логарифма долговечности образцов проушин

Тип образца	Марка стали	Напряжение $\sigma_{\max}$, кгс/мм ²	Количество испытанных образцов	Средний логарифм долговечности $y = \lg N$	90%-ный доверительный интервал y	Стандартное отклонение S_y	90%-ный доверительный интервал S_y	Коэффициент вариации v_y
НУ-1	30ХГСНА	52,16	15	4,389	4,342—4,437	0,4148	0,1413—0,2283	0,095
		41,77	15	4,666	4,626—4,706	0,2096	0,0360—0,0581	0,045
		31,47	15	5,113	5,014—5,213	0,0857	0,0610—0,0980	0,017
		26,06	8	5,466	5,169—5,763	0,1010	0,0079—0,0154	0,019
НУ-11	ЭИ643	68,5	16	3,9102	3,8734—3,9470	0,084	0,0058—0,0094	0,0215
		56,6	15	4,1358	4,1036—4,1680	0,0707	0,0041—0,0066	0,0171
		45,8	11	4,4365	4,3864—4,4866	0,0917	0,0069—0,0111	0,0207
		26,0	8	5,5341	5,2624—5,8258	0,4205	0,1371—0,2675	0,0758

Уравнения линии регрессии, соответствующие 50%-ной вероятности разрушения, имеют следующий вид:
для образцов НУ-1 (сталь 30ХГСНА)

$$\lg N_i = 4,447 - 0,841 \lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r};$$

для образцов НУ-11 (сталь ЭИ643)

$$\lg N_i = 4,433 - 1,639 \lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r}.$$

При определении $\omega(x)$, необходимой для проведения регрессионного анализа с учетом изменения дисперсии по уровням напряжений, установлено, что параметры функции

$$\lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r} = f(\lg S_y)$$

составляют:

для стали 30ХГСНА $2m = 0,684$; $S_0^2 = 0,0150$;

для стали ЭИ643 $2m = 1,396$; $S_0^2 = 0,0126$.

Среднее значение и стандартное отклонение предела выносливости образцов проушин было определено методом «лестница», описанным в разд. 2 гл. III. При этом испытано до 18—20 образцов проушин типа НУ-1, НУ-11 и ПУ-1 (рис. 34).

База испытаний составляла $2 \cdot 10^6$ циклов. Интервал между уровнями напряжений при испытаниях лежал в диапазоне $0,5 \sigma_r - 2 \sigma_r$ и составлял 0,85—1,24 кгс/мм². Полученные результаты испытаний образцов проушин на усталость методом «лестница» сведены в табл. 40.

Т а б л и ц а 40

Результаты испытаний образцов проушин методом «лестница»

Тип образца	Марка стали	Количество испытанных образцов	Среднее значение предела выносливости σ_{-1} на базе 10^6 циклов, кгс/мм ²	90%-ный доверительный интервал предела выносливости σ_{-1} на базе 10^6 циклов, кгс/мм ²	90%-ный доверительный интервал σ_{-1} , соответствующий 10%-ной вероятности разрушения до базы 10^6 циклов, кгс/мм ²
НУ-1	30ХГСНА	20	27,3	26,1—28,4	21,6—26,7
НУ-11	ЭИ643	18	23,2	21,4—25,1	10,9—23,6
ПУ-1	30ХГСНА	20	22,5	21,9—23,1	18,5—22,7

Для получения и сравнения полных вероятностных диаграмм усталости образцы ПУ-1 и ПУВ-1 (одинарные и двойные) проушин были испытаны групповым методом на нескольких уровнях напряжений. Характеристики рассеивания логарифма долговечности образцов проушин ПУ-1 и ПУВ-1 приведены в табл. 41.

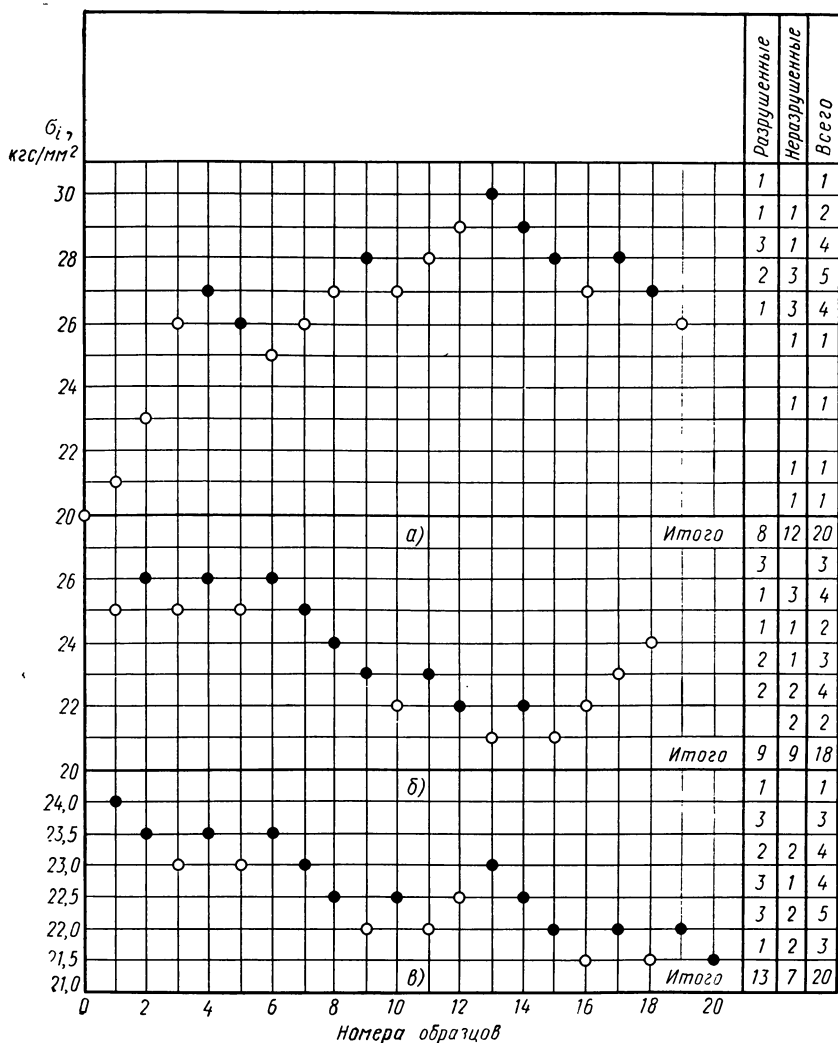


Рис. 34. Испытания образцов проушин методом «лестница»

а — образцы НУ-1 из стали 30ХГСНА; б — образцы НУ-11 из стали ЭИ643;

в — образцы ПУ-1 из стали 30ХГСНА; ○ — неразрушенные образцы;

● — разрушенные образцы

Характеристики рассеивания логарифма долговечности образцов проушин

Тип образца	Марка стали	Напряжение $\sigma_{\max}$, кгс/мм ²	Количество испытанных образцов	Средний логарифм долговечности $\bar{y} = \lg N$	90%-ный доверительный интервал $\bar{y}$	Стандартное отклонение S_y	90%-ный доверительный интервал S_y	Коэффициент вариации v_y
ПУ-1	30ХГСНА	26,8	10	5,2455	5,1550—5,3360	0,1561	0,1080—0,2452	0,030
		21,5	5	5,7064	5,5307—5,8821	0,1842	0,1069—0,3903	0,032
		20,57	2	5,7601	5,3791—6,1311	0,1764	0,685—0,5238	0,031
ПУВ-1	30ХГСНА	21,66	5	6,0401	5,8381—6,2421	0,2119	0,1558—0,3731	0,0351
		24,07	5	5,3765	5,2793—5,4737	0,1020	0,075—0,1796	0,0379
		26,38	5	5,1000	5,0360—5,1640	0,0671	0,0493—0,1181	0,0132
		28,83	3	4,8668	4,8109—4,9227	0,0332	0,0231—0,0753	0,0068

Уравнения линии регрессии этих образцов, соответствующие 50%-ной вероятности разрушения, имеют следующий вид:

— для образцов ПУ-1

$$\lg N_i = 4,991 - 1,501 \lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r};$$

— для образцов ПУВ-1

$$\lg N_i = 4,480 - 2,424 \lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r}.$$

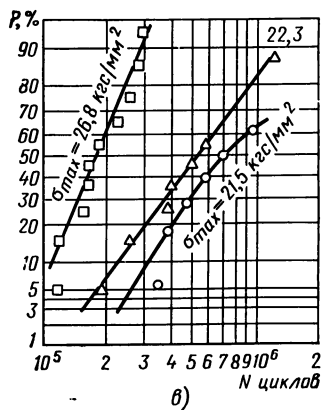
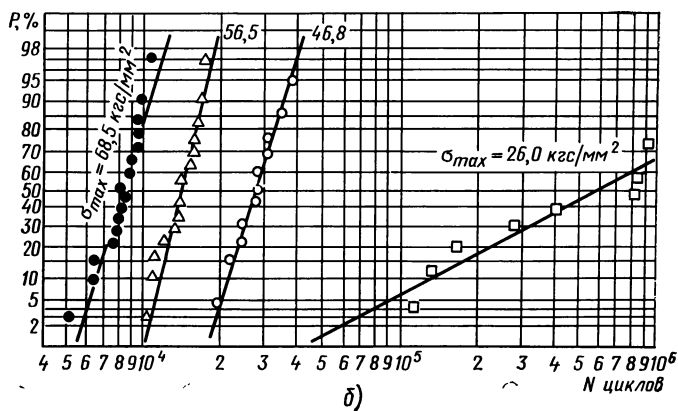
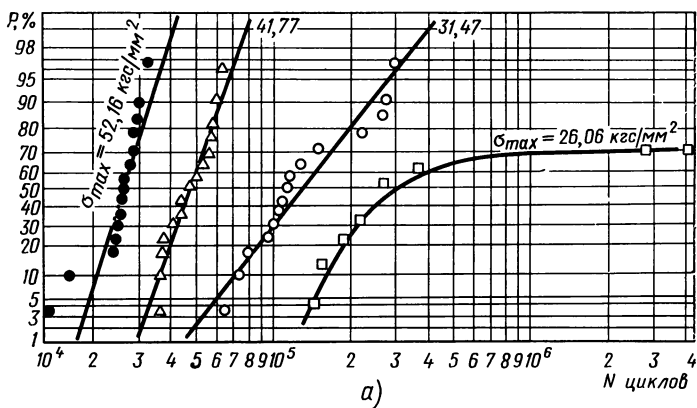
Характеристики рассеивания логарифма долговечности и статистическая обработка результатов испытаний на усталость образцов проушин ПУВ-3 представлены в табл. 42.

Таблица 42

Характеристики рассеивания логарифма долговечности образцов проушин ПУВ-3

Тип образца	Марка стали	Напряжение $\sigma_{\max}$, кгс/мм ²	Количество испытанных образцов	Средний логарифм долговечности $\bar{y} = \lg N$	90%-ный доверительный интервал $\bar{y}$	Стандартное отклонение S_y	90%-ный доверительный интервал S_y	Коэффициент вариации v_y
ПУВ-3	30ХГСНА	20,87	5	5,009	4,9033—5,1147	0,1109	0,0815—0,1952	0,2214
		16,95	5	5,5084	5,2257—5,7911	0,2962	0,2180—0,5220	0,0536
		12,64	2	5,8798	4,4907—7,0689	0,2156	0,1418—0,6634	0,0367

По результатам испытаний построены полные вероятностные диаграммы усталости (рис. 35). На этих рисунках по оси орди-



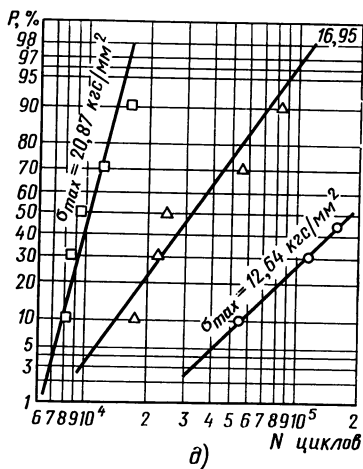
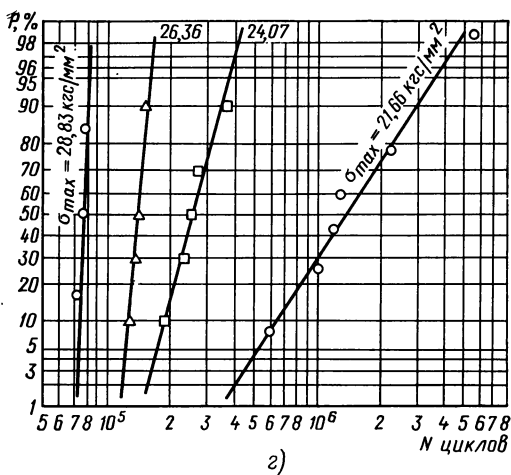
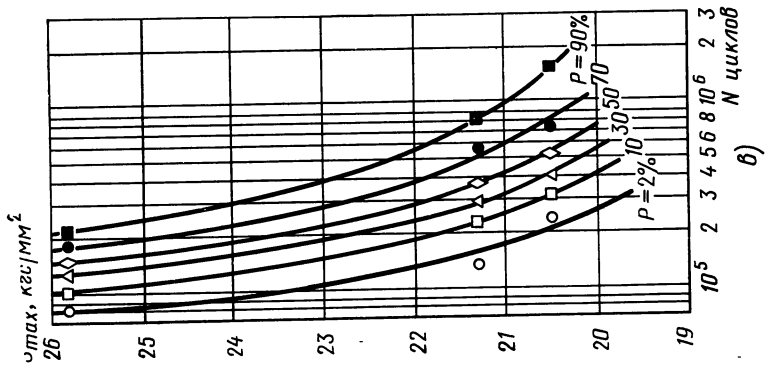
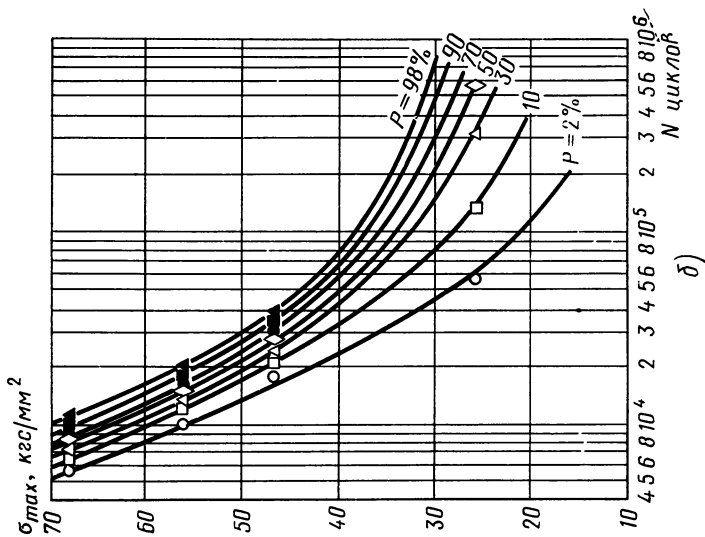
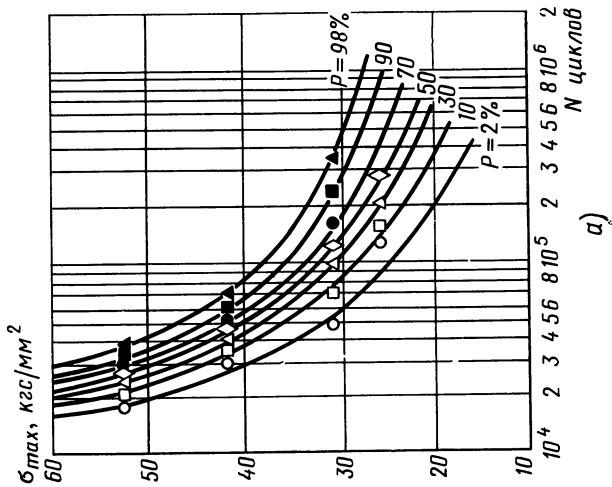


Рис. 35. Полная вероятностная диаграмма усталости образцов:

а — образцы НУ-1; б — образцы НУ-11; в — образцы ПУ-1; г — образцы ПУВ-1; д — образцы ПУВ-3.



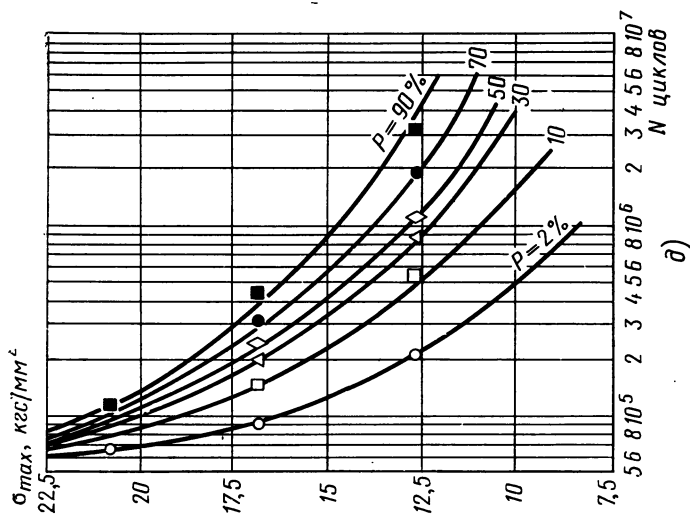
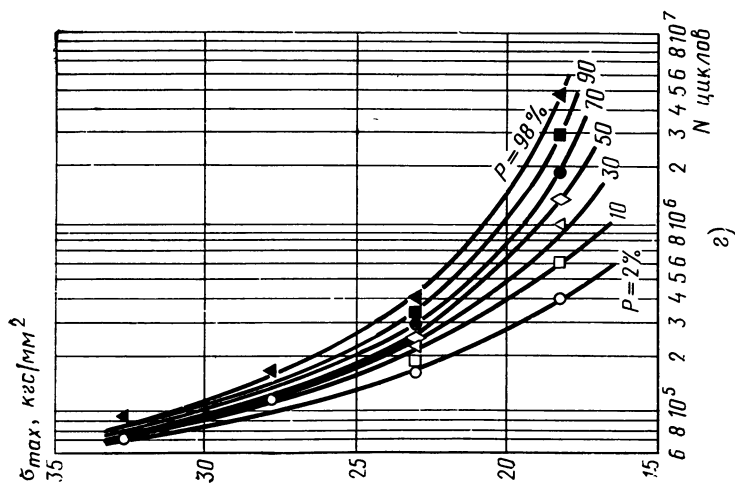


Рис. 36. Семейства кривых усталости образцов проушин, соответствующих различным вероятностям разрушения:
 а — образцы НУ-1; б — образцы ПУВ-11; в — образцы ПУВ-1; г — образцы ПУВ-3.

нат отложены вероятности разрушения в масштабе, соответствующем нормальному закону распределения, а по оси абсцисс — числа циклов до разрушения в логарифмическом масштабе, а каждая прямая соответствует различному уровню амплитуд напряжений.

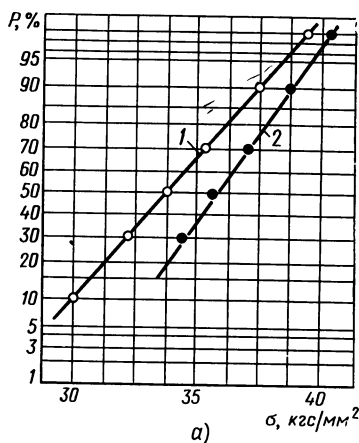
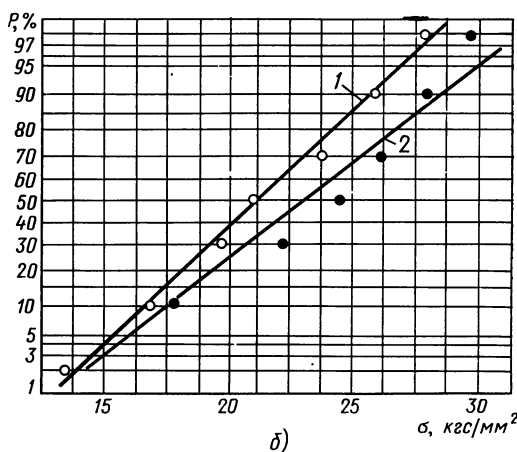


Рис. 37. Функции распределения разрушающих напряжений образцов проушин:

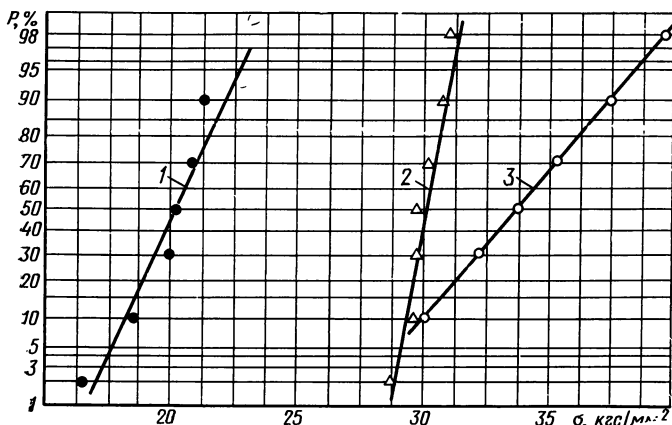
а — база $N=10^5$ циклов; б — база $N=10^6$ циклов; 1 — ○ — образцы НУ-1 из стали 30ХГСА; 2 — ● — образцы НУ-11 из стали ЭИ643.



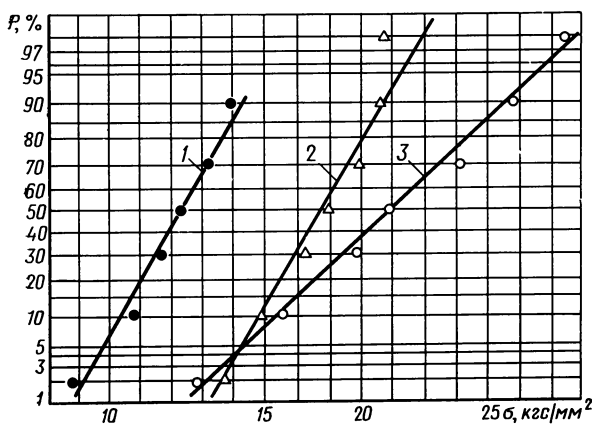
По полученным зависимостям построено семейство кривых усталости, соответствующих различным вероятностям разрушения (рис. 36), а также функции распределения максимальных разрушающих напряжений образцов проушин на базе 10^5 и 10^6 циклов (рис. 37, 38).

Анализ мест разрушений и характера изломов образцов проушин различных типов показал, что основная масса испытываемых проушин при испытаниях на статическую прочность и вы-

носливость разрушалась по перемычке проушины несколько выше диаметральной плоскости (рис. 39). При испытаниях на выносливость разрушение у образцов проушин наблюдалось также



а)



б)

Рис. 38. Функции распределения разрушающих напряжений образцов проушин из стали 30ХГСА:

а — база $N=10^5$ циклов; б — база $N=10^6$ циклов; 1 — ● — образцы ПУВ-3; 2 — △ — образцы ПУВ-1; 3 — ○ — образцы НУ-1

и по подрезу радиуса закругления (рис. 40). На рис. 41 представлены характерные виды изломов образцов проушин при испытании на выносливость, а на рис. 42 — образцы проушин после долома. Повреждения и виды изломов болтов после испытаний на статическую прочность и испытаний на выносливость показаны на рис. 43 и 44.

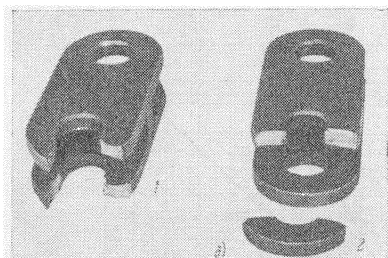
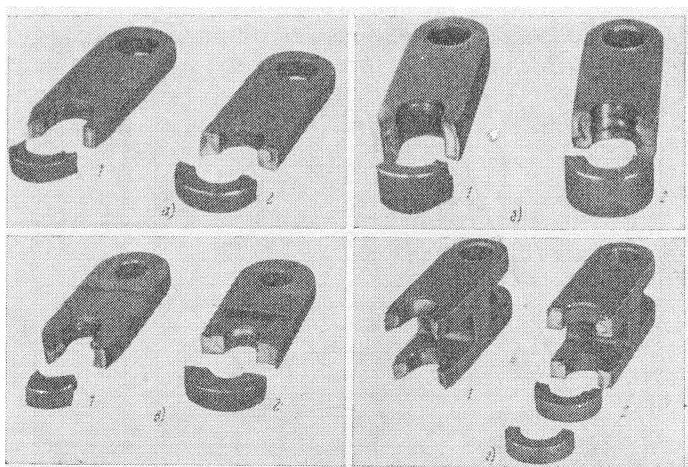


Рис. 39. Образцы проушин после испытания на статическую прочность (1) и испытания на выносливость (2):

а — образцы НУ-1; б — образцы ПУ-1; в — образцы ПУ-3; г — образцы ПУВ-1; д — образцы ПУВ-3

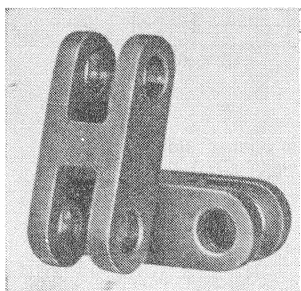


Рис. 40. Разрушение образца проушины ПУВ-1 при испытаниях на выносливость

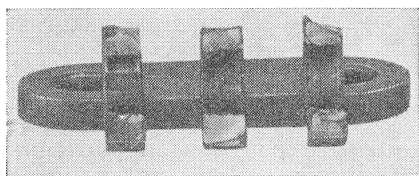


Рис. 41. Виды изломов при испытаниях образцов проушин на выносливость

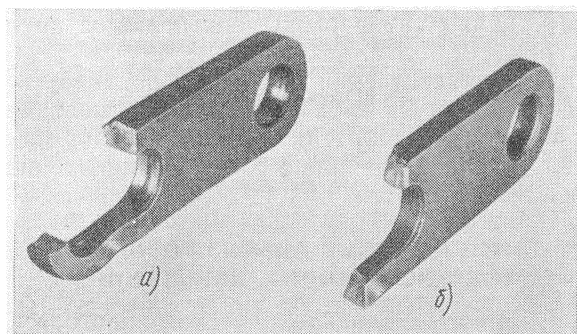


Рис. 42. Образцы проушин после долома:
а — образец НУ-1; б — образец НУ-11

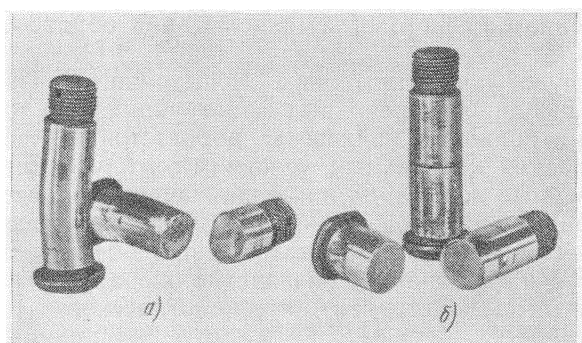


Рис. 43. Болты после испытаний на статическую прочность (а) и на выносливость (б)

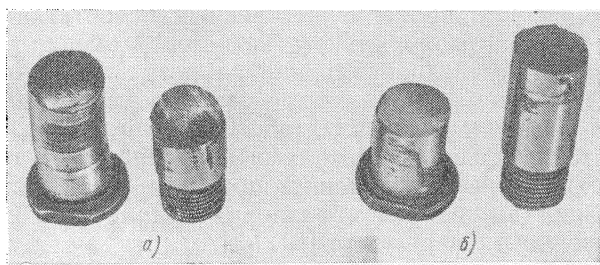


Рис. 44. Изломы болтов после испытаний на статическую прочность (а) и на выносливость (б)

В местах сопряжения образцов проушин с болтами наблюдалась коррозия трения в виде рыже-черных полос на проушине и рабочей поверхности болта.

Проведенный статистический анализ выносливости шарнирно-болтовых соединений из двух марок сталей показал существенное рассеивание характеристик прочности узлов из этих сталей и значительное влияние процесса коррозии трения на снижение пределов выносливости.

4. СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ МЕТОДА УСКОРЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ

Темпы современного научно-технического прогресса, определяющие значительное усложнение конструкций машин и механизмов, а также их быстрое моральное старение, обуславливают непрерывное улучшение и изменение конструкций изделий и широкое применение новых конструкционных материалов и технологических процессов. Все это, в свою очередь, предопределяет проведение большого объема испытаний образцов и натурных деталей.

Особенно трудоемки и длительны испытания, связанные с выявлением выносливости реальных конструкций, так как требуют испытаний большого количества дорогостоящих объектов в условиях, близких к реальным условиям эксплуатации. В силу этого ускоренные испытания на ограниченном количестве образцов или конструкций представляют большой интерес и при достаточной достоверности результатов могут обеспечить в условиях опытного и серийного производства оперативную оценку качества принятого конструктивно-технологического решения [32, 33, 71, 74, 83].

Среди методов ускоренных испытаний одним из распространенных является метод Локати, основанный на гипотезе линейного суммирования усталостных повреждений. В этом методе к испытываемому образцу прикладывается ступенчато возрастающая нагрузка, которая вызывает интенсивное развитие процесса повреждения. К наиболее существенным недостаткам метода можно отнести невозможность статистической оценки результатов, а также существенное влияние на результаты показателя наклона левой ветви кривой усталости m и координаты точки ее перелома N_0 . Однако, хотя метод Локати не может конкурировать со статистическими методами по точности результатов, он позволяет приближенно оценить предел выносливости на основе испытания нескольких образцов и значительно сократить время проведения эксперимента [91, 93].

Наиболее достоверным является метод «лестница», позволяющий оценить среднее значение предела выносливости, стандартное отклонение предела выносливости и стандартную ошибку стандартного отклонения предела выносливости. Существенным недостатком этого метода является длительность экспери-

мента, так как около половины образцов (всего их не менее 18—20) должны пройти базу, составляющую, например, для черных металлов 10^7 циклов.

Ввиду того, что определение влияния технологических факторов на сопротивление усталости деталей невозможно без проведения большого количества экспериментов, то в дальнейшем усталостные испытания проводились ускоренным методом — методом Локати. Большое количество экспериментов вызвано тем, что для поиска наиболее оптимальных технологических режимов и определения влияния различных методов поверхностного пластического деформирования на выносливость шарнирно-болтовых соединений потребовалось рассмотреть несколько режимов виброупрочения деталей и раскатки отверстий, а также комбинаций этих методов.

В то же время, исследований по точности и достоверности метода Локати, применительно к натурным деталям и деталям, работающим в условиях контактных напряжений и коррозии трения, известно весьма ограниченное количество. Поэтому необходимо было выполнить статистический анализ применимости метода Локати для усталостных испытаний натурных узлов и деталей силовой конструкции стойки шасси.

Для оценки точности метода Локати и достоверности его результатов было проведено сопоставление величин средних значений пределов выносливости, полученных методом «лестница» и методом Локати.

В качестве объектов исследования было выбрано несколько типов двойных и одинарных образцов проушин различной толщины и ширины с углом $\varphi = 90^\circ$. Основные данные и технология изготовления образцов проушин изложены в разд. 1 данной главы.

Испытания проводили на гидравлических пульсаторах типа «Лозенгаузен» 35 т при асимметричном цикле нагружения с частотой нагружения 1100 цикл/мин. Коэффициент асимметрии цикла $r = 0,2$.

Методом «лестница» испытано по 18—20 образцов проушин трех типов. Результаты этих испытаний приведены в табл. 40.

Методом Локати было испытано пять типов образцов из стали 30ХГСНА и один из стали ЭИ643. Нагружение проводилось ступенчато через каждые $n_i = 10^4$ циклов. При этом напряжение увеличивали на заранее установленную постоянную величину $\Delta\sigma_i = 5,2 \div 5,7$ кгс/мм².

Подсчет суммы относительных долговечностей $a_0 = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i}$ на основе параметров кривой выносливости, полученной в предварительных испытаниях (см. разд. 3 данной главы), позволил установить зависимость $a_0 = f(\sigma_i)$.

На основе этой зависимости при $a_0=1$ согласно линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений было получено среднее значение предела выносливости $\bar{\sigma}_r$ (рис. 45). На рис. 45, а совмещены исходная кривая выносливости 1 и кривая 2, полученная при нагружении по методу Локати, на рис. 45, б приведена расчетная функция $a_0=f(\sigma_i)$.

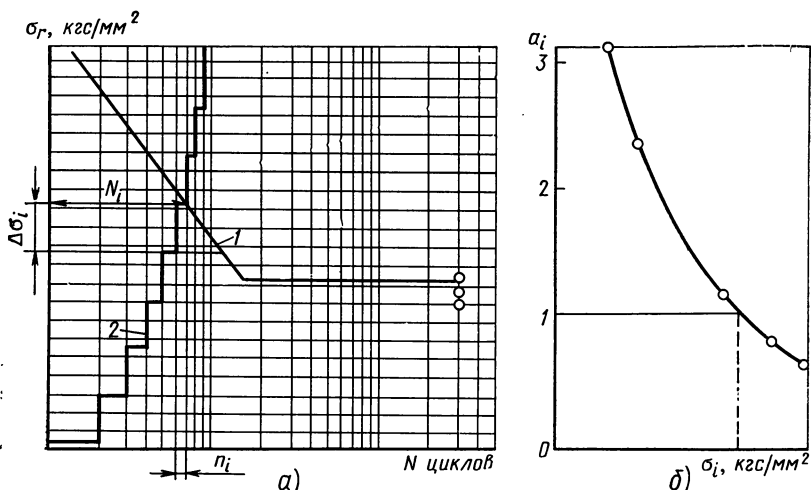


Рис. 45. Схема определения среднего значения предела выносливости $\bar{\sigma}_r$ образцов проушин:

а — кривые предела выносливости образцов проушин; б — расчетная функция суммы относительной долговечности; 1 — кривая выносливости, полученная в предварительных испытаниях; 2 — кривая выносливости, полученная при нагружении по методу Локати.

При определении среднего значения предела выносливости методом Локати использовали уравнения кривых выносливости при 50%-ной вероятности разрушения двух типов

$$\lg N_i = a - b\sigma_i \quad (22)$$

и

$$\lg N_i = c - d \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r}, \quad (23)$$

где σ_i — максимальное напряжение;

σ_r — предел выносливости при асимметричном цикле нагружения.

Коэффициенты уравнений (22) и (23), полученные регрессионным анализом соответственно с постоянной и переменной дисперсией по уровням напряжений [55, 73, 77], приведены в табл. 43.

Значения коэффициентов в уравнениях регрессии

Тип образца	Марка стали	Количество испытанных образцов	Уравнение (22)		Количество испытанных образцов	Уравнение (23)	
			<i>a</i>	<i>b</i>		<i>c</i>	<i>d</i>
НУ-1	30ХГСНА	13	6,370	0,041	53	4,447	0,841
НУ-11	ЭИ643	15	6,121	0,034	50	4,433	1,639
ПУ-1	30ХГСНА	10	7,142	0,067	17	4,991	1,501
ПУВ-1	30ХГСНА	12	9,719	0,172	18	4,480	2,424

Уравнение кривой выносливости (22) получено по результатам испытаний 10—15 образцов проушин, уравнение (23) — в результате испытаний 18—53 образцов по методике, изложенной в гл. III.

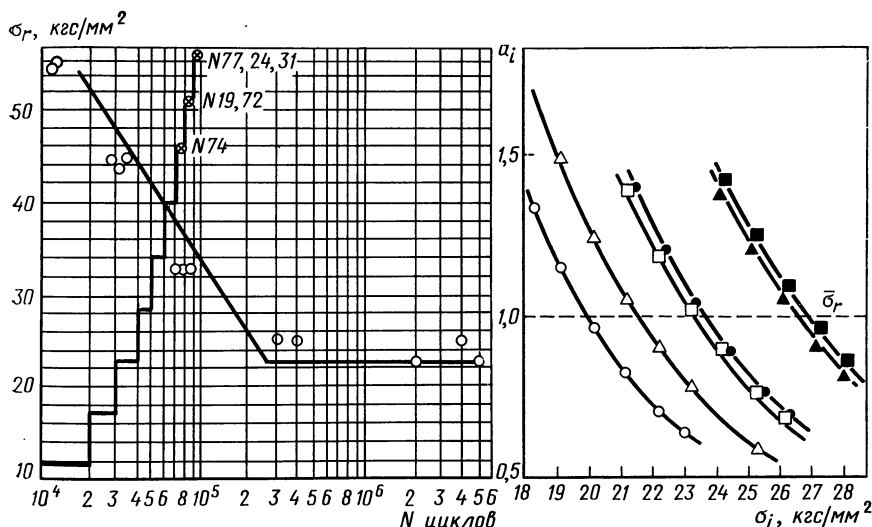


Рис. 46. Предел выносливости образцов проушин НУ-11 из стали ЭИ643, определенный методом Локати:

$n_i = 10^4$; $N = 10^6$; $m = 3,35$; $\lg N_i = 6,121 - 0,034 \sigma_i$; $\Delta \sigma_i = 5,65 \text{ кгс/мм}^2$; $\bar{\sigma}_r = 23,5 \text{ кгс/мм}^2$;
 ○ — образец № 74; △ — образец № 77; □ — образец № 19; ● — образец № 72; ▲ — образец № 24; ■ — образец № 31; ⊗ — момент разрушения образца

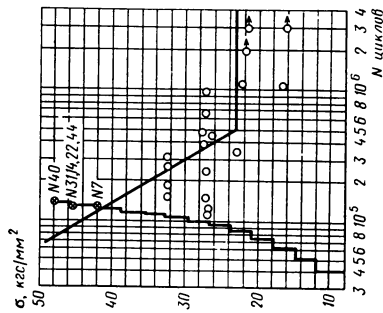
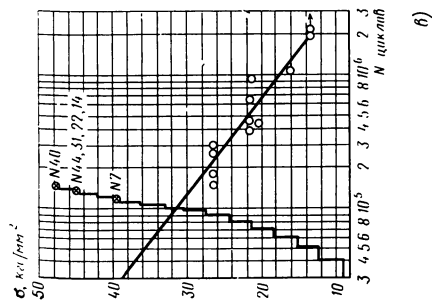
Табл. 44 и рис. 46 иллюстрируют результаты испытаний и последовательность определения предела выносливости по методу Локати.

Пределы выносливости образцов проушин из сталей 30ХГСНА и ЭИ643 при различных уравнениях кривых выносливости приведены в табл. 45.

Пределы выносливости образцов проушин из стали 30ХГСНА, при различных уравнениях кривых выносливости

Образцы	Эскизы	Условные обозначения	№ образцов	Базовое уравнение	Показатель наклона логарифмической ветви	$\Delta \sigma_i$, кгс/мм ²	$\frac{\sigma_r}{\sigma_i}$, кгс/мм ²
Тш			○ ● △	$\lg N_i = 6,3719 -$ $-0,0413 \sigma_i$	3,86	5,2	31,1
НШ-1			□ ■	$\lg N_i = 4,4469 -$ $-0,8409 \lg \times$ $\times \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r}$	3,55	27,5	

НШ-1



1-11

○ △ □

40
44
31

$$\lg N_i = 7,1416 - 0,0669 \sigma_i$$

3,23

2,7

13,85

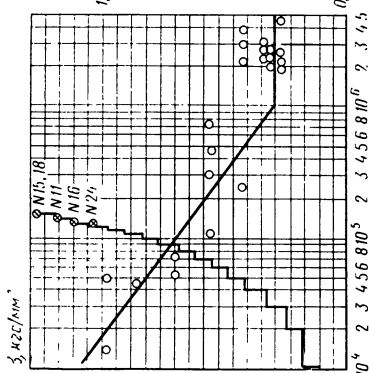
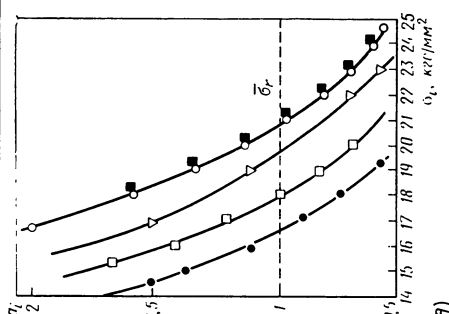
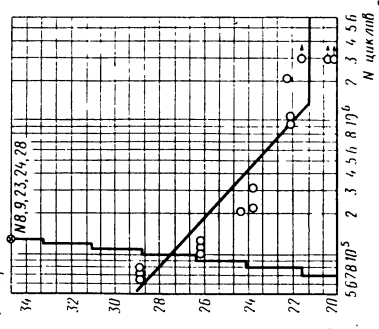
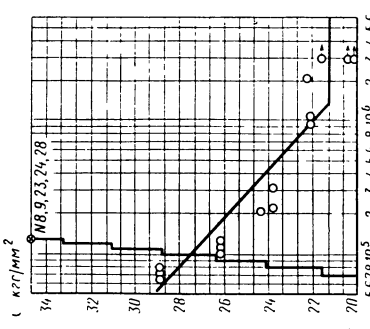
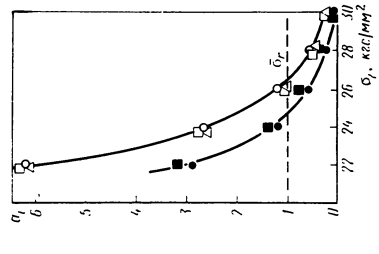
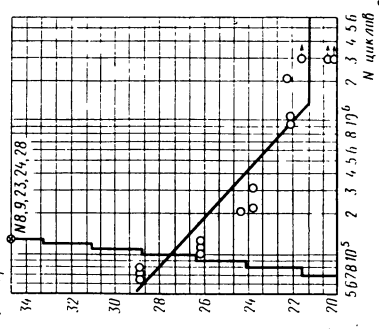
● ▲ ■

22
7
14

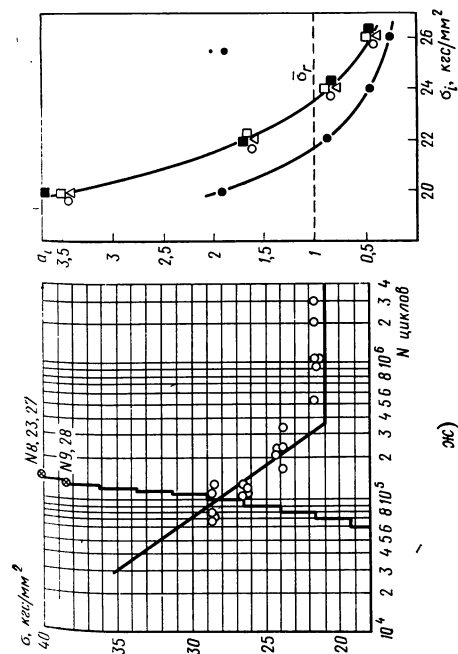
$$\lg N_i = 4,99 - 1,5 \lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r}$$

4,81

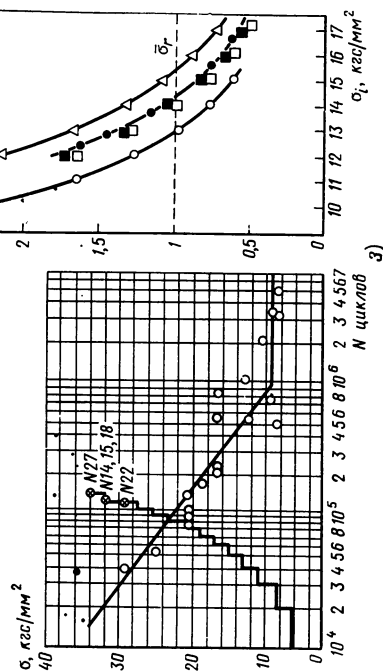
19,0

Эскизы	Условные обозначения	№ образца	Базовое уравнение	Показатель наклона логарифмической ветви	$\Delta\sigma_i$, кгс/мм ²	$\bar{\sigma}_r$, кгс/мм ²
			$\lg N_i = 6,8153 - 0,0752 \sigma_i$	3,28	2,38	19,1
			$\lg N_i = 9,719 - 0,172 \sigma_i$	9,8	2,40	25

ПВ-1



ПВ-3



$$\lg N_i = 4,48 -$$

$$-2,424 \lg \frac{\sigma_i - \sigma_r}{\sigma_r}$$

28
24

■ △

7,9

2,40

23,1

$$\lg N_i = 6,6776 -$$

$$-0,0753 \sigma_i$$

22
27
14
18
15

○ △ □ ● ■

3,07

2,12

14,25

Примечание. $n_i = 10^4$; $N = 10^6$; ⊕ — момент разрушения образца.

Результаты ускоренных испытаний образцов проушин методом Локати

Тип образца	Марка стали	Количество испытанных образцов	Базовое уравнение	Среднее значение предела выносливости $\bar{\sigma}_r$, кгс/мм ²	Стандартное отклонение S_{σ_r}	Коэффициент вариации v_{σ_r}	90%-ный доверительный интервал σ_r	Сумма относительных долговечностей a_3
НУ-1	30ХГСНА	5	23 22	27,5 31,1	0,08 0,13	0,003 0,004	27,5—27,5 30,99—31,23	0,903 1,389
НУ-11	ЭИ643	6	23 22	23,0 23,5	2,35 1,58	0,102 0,067	21,0—24,9 22,2—24,8	1,583 1,251
ПУ-1	30ХГСНА	6	23 22	19,1 13,9	1,28 0,82	0,067 0,058	18,0—20,1 18,2—14,5	0,345 2,282
ПУ-3	30ХГСНА	5	23 22	19,1 23,1	1,85 0,75	0,097 0,033	17,3—20,9 22,4—23,8	4,936 10,324
ПУВ-1	30ХГСНА	5	22	25,7	0,81	0,032	25,0—26,5	23,800
ПУВ-3	30ХГСНА	5	22	14,3	0,87	0,061	13,4—15,1	1,732

Для сопоставления средних значений пределов выносливости образцов проушин, полученных методом Локати, было последовательно испытано 5—6 образцов проушин.

Испытания пяти образцов проушин НУ-1 из стали 30ХГСНА показали большую близость результатов эксперимента отдельных образцов между собой (см. рис. 46, а, б). Средние значения пределов выносливости, полученные методом Локати на этом материале при использовании уравнений (22) и (23), отличаются от средних значений пределов выносливости, полученных методом «лестница», на 3—10%. Коэффициент вариации средних значений пределов выносливости образцов проушин v_{σ_r} не превышает 0,004.

Аналогичные испытания были проведены на шести образцах проушин НУ-11 из стали ЭИ643 (см. рис. 47). При этом наблюдалось более высокое расхождение результатов испытаний отдельных образцов.

Средние значения пределов выносливости $\bar{\sigma}_r$, полученные методом Локати при использовании регрессионных уравнений (22) и (23), отличаются от средних значений, полученных методом «лестница», на 3—5% и коэффициент вариации предела выносливости $v_{\sigma_r} = 0,067 \div 0,102$. Результаты сопоставления сведены в табл. 46.

Сопоставление результатов испытаний на усталость, полученных различными методами

Тип образца	Марка стали	Метод Локати					Метод «лестница»	
		Количество испытанных образцов	Уравнение (22)		Уравнение (23)		Количество испытанных образцов	Среднее значение предела выносливости $\bar{\sigma}_r$, кгс/мм ²
			сумма относительных долговечностей	среднее значение предела выносливости $\bar{\sigma}_r$, кгс/мм ²	сумма относительных долговечностей a_z	среднее значение предела выносливости $\bar{\sigma}_r$, кгс/мм ²		
НУ-1	30ХГСНА	5	1,371	31,0	0,903	27,0	20	28,3
НУ-11	ЭИ643	6	1,146	23,5	1,599	23,0	18	24,2
ПУ-1	30ХГСНА	6	2,282	13,9	0,313	19,0	20	23,0
ПУВ-1	30ХГСНА	5	23,829	25,7	0,952	23,1	—	—

Таким образом, для оперативной оценки усталостных свойств сплавов, влияния на эти свойства новых технологических методов и режимов обработки можно рекомендовать ускоренные испытания не менее 5—6 образцов методом Локати и последующее определение средних значений пределов выносливости на основе корреляционного уравнения, полученного при испытании не менее 20 образцов.

ГЛАВА V

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ВЫНОСЛИВОСТЬ СОЕДИНЕНИЙ ШАССИ

Показатели выносливости деталей машин во многом зависят от конфигурации и абсолютных размеров деталей, наличия мест концентрации напряжений, технологии производства, условий эксплуатации изделий и ряда других факторов. При определении надежности и долговечности изделий необходимо также все-сторонне учитывать степень влияния конструктивно-технологических особенностей деталей машин на рассеивание их показателей выносливости.

Большое рассеивание эксплуатационного качества готовой продукции часто объясняется трудностями в обеспечении жесткости и стабильности режимов технологического процесса изготовления элементов самолетных конструкций, состоящего из самых разнообразных процессов. Так, технологический процесс изготовления силовых элементов стойки шасси включает процессы — от горячей штамповки при получении заготовок, механической обработки, сварки до различных отделочно-доводочных и контрольно-регулирующих операций.

Многообразие процессов при изготовлении самолетных конструкций требует, в свою очередь, повышения уровня контроля качества и создания показателей уровня технологической и конструктивной доводки, учитывающих вариацию эксплуатационных характеристик. Таким образом, только высокий уровень технологических процессов изготовления, методов контроля и общей культуры производства может обеспечить надежность и долговечность изделия при эксплуатации.

Показатели надежности и долговечности шарнирно-болтовых соединений шасси и их рассеивание в зависимости от конструктивно-технологических и эксплуатационных факторов изучались как на серийных самолетных деталях, так и на специально изготовленных образцах проушин (см. гл. IV).

1. ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЕТАЛЕЙ НА ПОКАЗАТЕЛИ ВЫНОСЛИВОСТИ СОЕДИНЕНИЙ

Исследование влияния конструктивных параметров на показатели выносливости шарнирно-болтовых соединений шасси проводилось на образцах проушин, выполненных из наиболее распространенной стали 30ХГСНА, поскольку, как видно из результатов испытаний на усталость соединений шасси (см. разд. 3 гл. IV), существенного отличия между характеристиками выносливости сталей 30ХГСНА и ЭИ643 не наблюдается.

Изучалось влияние двух параметров шарнирно-болтовых соединений, которыми широко пользуются при проектировании. Это изменение наружного диаметра D проушины, когда изменяется величина $\sigma_{см}$ от 0,65 до 1, и толщины t_p проушины для увеличения площади смятия перемычки под болтом.

Практически все шарнирно-болтовые соединения шасси представляют собой сочетание одинарной и двойной проушин, поэтому влияние указанных параметров изучалось на двух типах образцов — одинарных и двойных проушинах.

Для изучения влияния конструктивных параметров проушин на показатели выносливости были проведены испытания на усталость, в которых использовались образцы проушин, описанные в разд. 1 гл. IV. Испытания проводились с коэффициентом асимметрии цикла $R=0,2$. Всего различными методами было испытано около 100 образцов проушин.

Статистическая обработка результатов испытаний на усталость позволила получить параметры регрессионного уравнения кривой выносливости

$$\lg N_i = a - b\sigma_i. \quad (24)$$

Т а б л и ц а 47

Результаты испытаний образцов проушин на усталость

Тип образца	Параметры проушины		Теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ	Количество испытанных образцов	Уравнение (24)		Показатель наклона левой ветви кривой m	Метод Локати		
	$\frac{t_{II}}{d}$	$\frac{d}{D}$			a	b		количество испытанных образцов	среднее значение предела выносливости σ_r , кгс/мм ²	
Одинарные	НУ-1	0,55	0,525	4,6	13	6,372	0,041	3,9	5	27,5
	ПУ-1	1,05	0,525	4,6	10	7,142	0,067	3,2	6	13,9
	ПУ-3	0,70	0,4	4,6	14	6,815	0,075	3,3	5	19,1
Двойные	ПУВ-1	0,575	0,525	4,6	12	9,719	0,172	9,8	5	25,7
	ПУВ-3	0,4	0,4	4,6	16	6,678	0,075	3,1	5	14,3

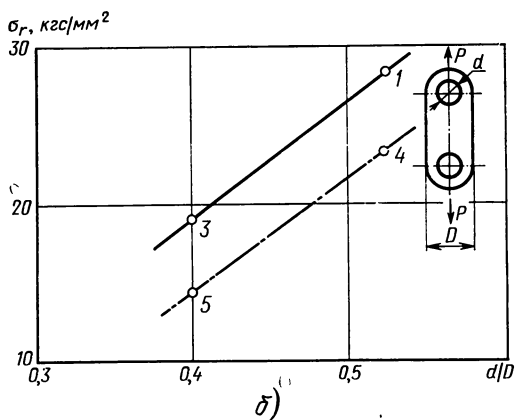
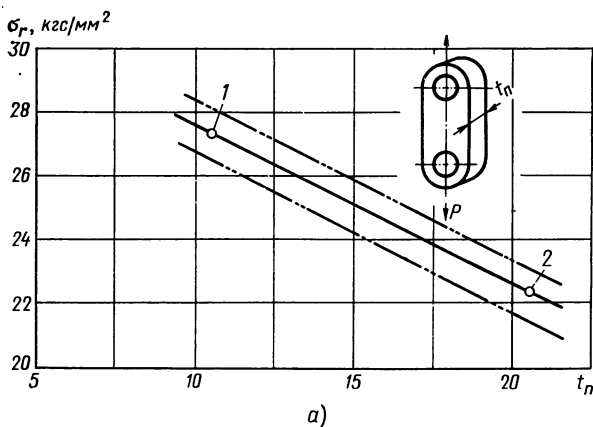
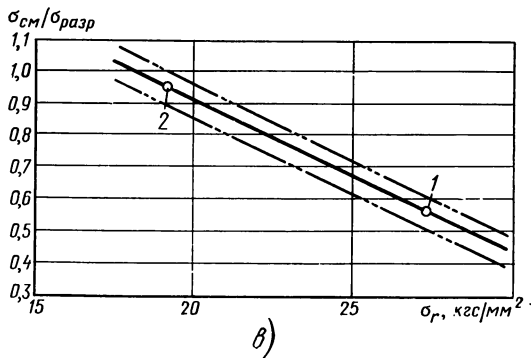


Рис. 47. График изменения среднего значения предела выносливости образцов проушин при асимметричном цикле нагружения с коэффициентом асимметрии цикла $r=0,2$:

а — в зависимости от толщины t_n проушины; б — в зависимости от отношения d/D проушины; в — в зависимости от отношения $\sigma_{см}/\sigma_{разр}$; 1 — образцы НУ-1; 2 — образцы ПУ-1; 3 — образцы ПУ-3; 4 — образцы ПУВ-1; 5 — образцы ПУВ-3; — — — — — одинарные проушины; — — — — — двойные проушины; — — — — — 90%-ный доверительный интервал.



Ускоренные испытания по методу Локати дали возможность установить средние значения пределов выносливости образцов проушин различной конструкции. Исследуемые параметры образцов проушин, определенные зависимости и характеристики сведены в табл. 47.

Проведенное исследование выявило, что с ростом толщины проушины пределы выносливости соединений шасси снижаются, что связано с изгибом болта и с проявлением масштабного эффекта (рис. 47, а). Было установлено, что увеличение отношения d/D в проушине приводит к увеличению пределов выносливости соединений (см. рис. 47, б), а увеличение отношения $\sigma_{см}/\sigma_{разр}$ снижает пределы выносливости (см. рис. 47, в). Последнее объясняется увеличением контактного давления в соединении, приводящего к более интенсивному протеканию коррозии трения.

2. ВЛИЯНИЕ МЕТОДОВ ПОВЕРХНОСТНОГО ПЛАСТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ НА ВЫНОСЛИВОСТЬ СОЕДИНЕНИЙ ШАССИ

Одним из методов, повышающих надежность и долговечность конструкций и снижающих трудоемкость отделочно-доводочных технологических операций, является метод поверхностного пластического деформирования, который находит все более широкое применение в нашей стране и за рубежом [17, 34, 47].

Для исследования влияния технологических факторов на сопротивление усталости соединений более 150 образцов проушин были обработаны методами поверхностного пластического деформирования — раскаткой и виброупрочнением при различных технологических режимах и комбинациях этих методов (табл. 48).

Используемым базовым образцам проушин НУ-1, НУ-11 и двойным проушинам ПУВ-1 при изменении метода и режима обработки присваивались другие индексы.

Раскатка образцов проушин была выполнена на роликовом раскатнике конструкции НИАТ, закрепляющемся в плавающем патроне на универсальном оборудовании. При обработке отверстия образцов проушин изменялся только натяг i , а число проходов $z=2$, частота вращения $n=180$ об/мин, и подача раскатника $S=0,12$ мм/об оставались постоянными.

Виброупрочнение было выполнено на установке для объемной вибрационной обработки. При виброупрочнении образцы двух проушин закреплялись к плите по средней части на ширине 20 мм, а отверстия проушин закрывались пробками таким образом, что упрочнялись и фаски отверстий. Диаметр шариков 4—6 мм, амплитуда колебаний $A=5$ мм и частота колебаний $f=30$ Гц оставались постоянными, а время обработки изменялось.

Неупрочненные и упрочненные образцы проушин, чистота поверхности которых достигала 9—10 мк, имеют изменение твердости, приведенное на рис. 48 и в табл. 49.

Режимы поверхностного пластического деформирования образцов проушин

Тип образ-ца	Шифр образца	Марка стали	Вид упрочнения	Количество образцов	Режим упрочнения	
					натяг ϵ , мм	время t , мин
НУ-1	НУ-2-1	30ХГСНА	Раскатка	9	0,05	—
	НУ-2-2			9	1,1	—
	НУ-2-3			9	0,15	—
	НУ-3-1		Раскатка Виброупрочнение	10	0,05	15
	НУ-3-2			10	0,1	60
	НУ-3-3			10	0,15	180
	НУ-4-1		Виброупрочнение	5	—	15
	НУ-4-2			4	—	60
	НУ-4-3			5	—	160
НУ-11	НУ-12-1	ЭИ643	Раскатка	10	0,05	—
	НУ-12-2			8	0,1	—
	НУ-12-3			8	0,15	—
	НУ-13-1		Раскатка Виброупрочнение	10	0,05	15
	НУ-13-2			10	0,1	60
	НУ-13-3			10	0,15	180
	НУ-14-1		Виброупрочнение	5	—	15
	НУ-14-2			5	—	60
	НУ-14-3			5	—	180
ПУВ-1	ПУВ-2-1	30ХГСНА	Виброупрочнение	5	—	30
	ПУВ-2-2			5	—	60
	ПУВ-2-3			5	—	180

Таблица 49

Изменение твердости поверхности образцов в зависимости от виброупрочнения

Марка стали	Неупрочненные			Упрочненные			
	HV	S_{HV}	v_{HV}	время упрочнения мин	HV	S_{HV}	v_{HV}
30ХГСНА	479,7	15,314	0,032	15	511,5	26,8	0,052
				60	525,5	21,0	0,040
				180	538,4	11,5	0,021
ЭИ643	519,2	23,75	0,046	15	544,5	15,0	0,028
				60	552,5	29,3	0,053
				180	570,1	27,8	0,050

Далее все образцы проушин, обработанные методами поверхностного пластического деформирования, были испытаны на усталость. Было испытано 20 неупрочненных образцов и для каждой марки стали более 10 режимов поверхностного упрочнения.

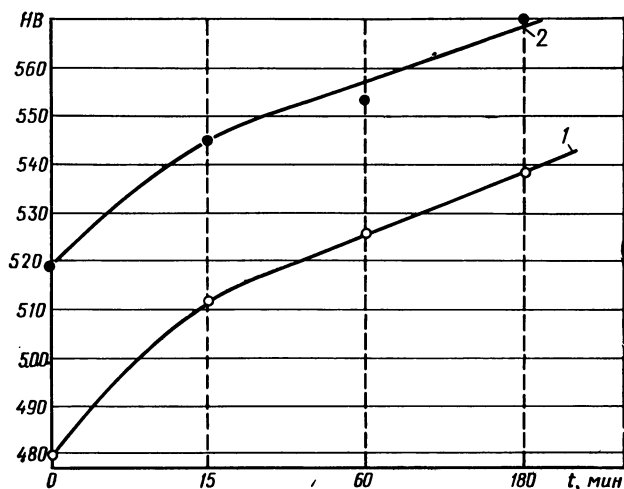


Рис. 48. График изменения твердости поверхности образцов в зависимости от длительности виброупрочнения:

1 — $\circ$ — сталь 30ХГСНА; 2 — $\bullet$ — сталь ЭИ643.

Определенные параметры регрессионного уравнения (24), соответствующего 50%-ной вероятности разрушения образцов проушин при постоянной дисперсии по уровням напряжений, сведены в табл. 50.

Сопоставление выносливости упрочненных и неупрочненных шарнирно-болтовых соединений шасси показало, что наибольшее увеличение долговечности получено на образцах проушин из стали 30ХГСНА (рис. 49). Самыми эффективными оказались режимы виброупрочнения с длительностью 15—30 мин.

Поскольку долговечность соединения шасси еще зависит и от длительности сохранения геометрических параметров и качества контактных поверхностей отверстия, была установлена интенсивность изменения диаметра отверстия проушин вдоль приложения нагрузки в зависимости от режимов раскатки отверстия (рис. 50). Как видно из графика, раскатка оказывает существенное влияние на уменьшение интенсивности увеличения люфта. Наиболее эффективными являются режимы раскатки отверстия с натягом $i=0,05$ мм. К этому необходимо добавить,

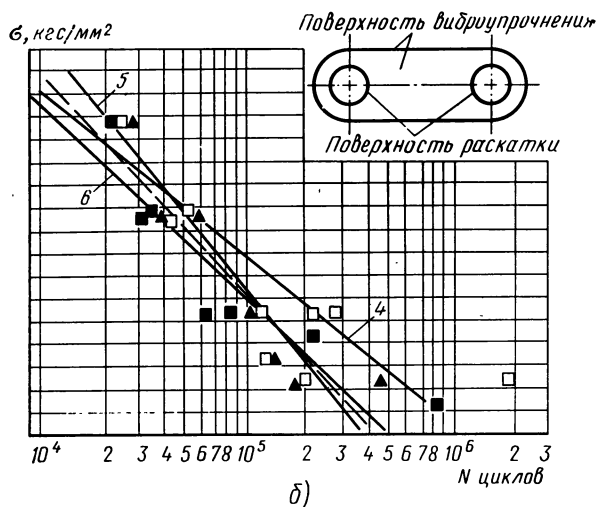
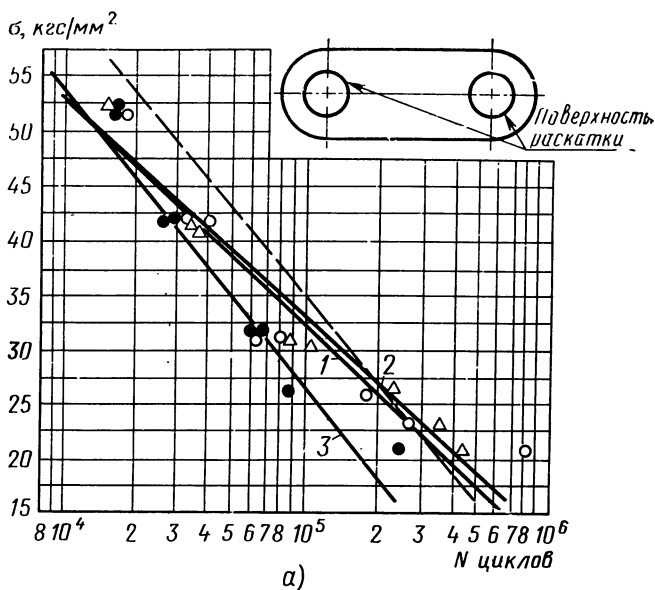
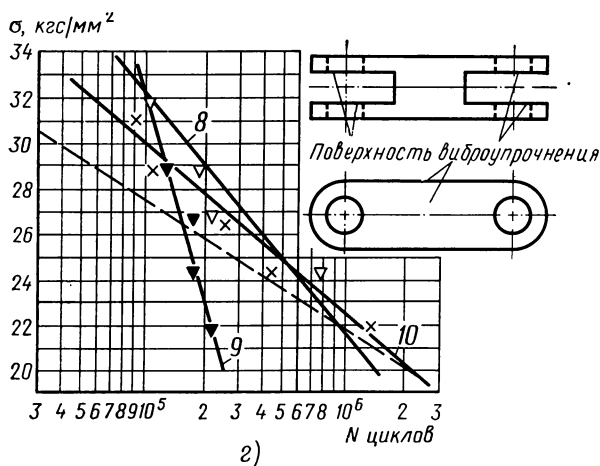
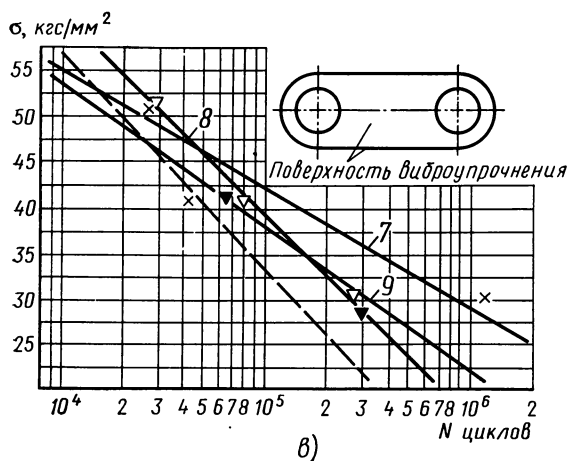


Рис. 49. Кривые выносливости неупрочненных и
 а — образцы НУ-2; б — образцы НУ-3; в — образцы НУ-4;
 2 — Δ — раскатка натяг $i=0,10$ мм; 3 — $\bullet$ — раскатка и виброупрочнение $t=15$ мин; 5 — Δ — раскатка натяг $i=0,10$ мм, $=0,15$ мм; виброупрочнение $t=180$ мин; 7 — $\times$ — виброупрочнение $t=180$ мин; 10 — $\square$ — виброупрочнение $t=180$ мин;
 d_p — поверхность раскатки; H_B — поверхность виброупрочнения



упрочненных образцов проушин из стали 30ХГСА:

2 — образцы ПУВ-2; 1 — ○ — раскатка натяг $i=0,05$ мм; тяг $i=0,15$ мм; 4 — □ — раскатка натяг $i=0,05$ мм; вибро-виброупрочнение $t=60$ мин; 6 — ■ — раскатка натяг; $t=16$ мин; 8 — ▽ — виброупрочнение $t=60$ мин; рочнение $t=30$ мин; — — — — — неупрочненные образцы; нения

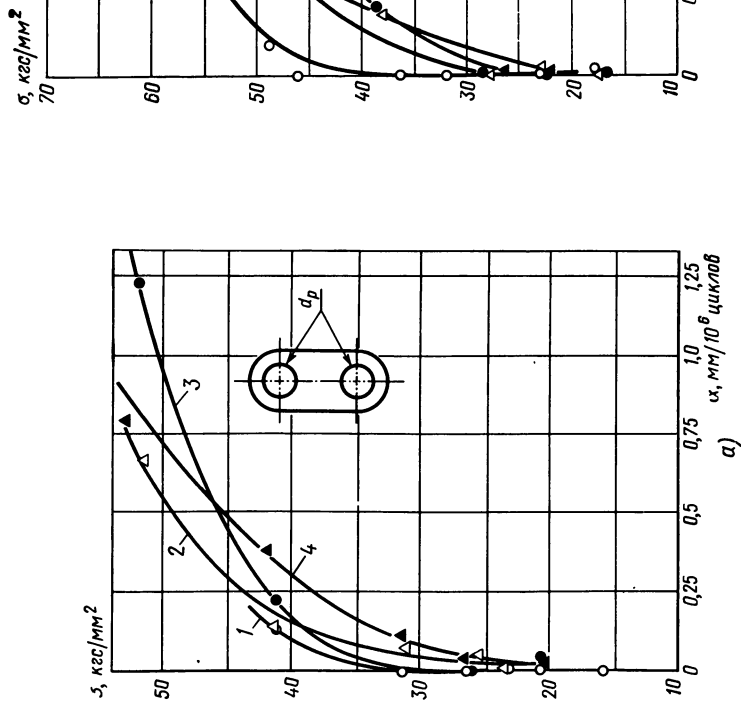


Рис. 50. График изменения параметра отверстий соединений, неупрочненных и упрочненных раскаткой:

а — образцы проушин НУ-1 из стали 30ХГСНА; б — образцы проушин НУ-11 из стали ЭИ643; 1 — О — натяг $i=0,05$ мм; 2 — Δ — натяг $i=0,10$ мм; 3 — $\bullet$ — натяг $i=0,15$ мм; 4 — $\blacktriangle$ — без упрочнения; d_p — поверхность раскатки.

Параметры уравнения усталости неупрочненных и упрочненных образцов проушин

Марка стали	Тип и шифр образца	Способ упрочнения		Количество испытанных образцов	Уравнение (24)		Показатель наклона левой ветви кривой m	Сумма относительных долговечностей, α_3
		раскатка t , мм	виброупрочнение t , мин		a	b		
30ХГСНА	НУ-1	—	—	13	5,37	0,0413	3,86	1,389
	НУ-2-1	0,05	—	8	6,56	0,0474	4,32	1,746
	НУ-2-2	0,10	—	8	6,62	0,0486	4,42	0,930
	НУ-2-3	0,15	—	7	5,98	0,0361	2,84	1,388
	НУ-3-1	0,05	15	8	7,05	0,0552	5,13	1,339
	НУ-3-2	0,10	60	8	6,20	0,0357	3,31	1,402
	НУ-3-3	0,15	180	8	6,51	0,0460	4,18	1,665
	НУ-4-1	—	15	3	8,30	0,0777	7,28	2,142
	НУ-4-2	—	60	3	6,78	0,0449	4,17	0,907
	НУ-4-3	—	180	2	7,43	0,0634	5,30	1,352
ЭИ643	НУ-11	—	—	14	6,121	0,0340	3,35	1,251
	НУ-12-1	0,05	—	8	5,63	0,0245	2,30	1,313
	НУ-12-2	0,10	—	6	6,46	0,0447	4,15	0,404
	НУ-12-3	0,15	—	6	6,24	0,0389	3,62	1,240
	НУ-13-1	0,05	15	8	6,57	0,0463	4,32	1,240
	НУ-13-2	0,10	60	8	6,15	0,0375	3,50	1,320
	НУ-13-3	0,15	180	8	6,13	0,0380	2,91	1,452
	НУ-14-1	—	15	3	5,72	0,0245	2,50	1,412
	НУ-14-2	—	60	4	5,91	0,0283	2,65	0,908
	НУ-14-3	—	180	3	5,42	0,0470	3,93	0,993
30ХГСНА	ПУВ-1	—	—	12	9,719	0,172	9,8	
	ПУВ-2-1	—	30	5	8,917	0,131	7,8	
	ПУВ-2-2	—	60	5	7,902	0,09	5,7	
	ПУВ-2-3	—	180	5	6,010	0,03	1,8	

что раскатка в значительной мере препятствует развитию на контактных поверхностях феттинг-коррозии.

Аналогичные результаты, хотя и менее эффективные, были получены на соединениях шасси из стали ЭИ643. Выявление оптимальных режимов поверхностного упрочнения для конструкций из этой стали требует комплекса дополнительных исследований.

В заключение можно отметить, что проведенные исследования показали безусловную целесообразность технологических методов поверхностного пластического деформирования как с точки зрения снижения трудоемкости отделочно-доводочных ра-

бот, так и повышения долговечности шарнирно-болтовых соединений.

Изучение характеристик усталости образцов проушин, подверженных поверхностному упрочнению, позволяет выявить степень влияния упрочнения на рассеивание показателей выносливости соединений, а исследование изменения относительного зазора и интенсивности износа в конкретных парах соединения — установить сроки эксплуатации восстанавливаемых соединений шасси.

3. АНАЛИЗ ОТКЛОНЕНИЙ ФАКТИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ДЕТАЛЕЙ ОТ НОМИНАЛЬНЫХ

Рассеивание характеристик выносливости шарнирно-болтовых соединений было исследовано на отклонениях радиусов кривизны в галтельных переходах деталей шасси и вариациях параметров проушин, втулок и болтов.

Для определения отклонений величин радиусов кривизны в зоне концентрации напряжений от своих номинальных значений было проведено около 900 измерений радиусов галтельных сопряжений серийных самолетных деталей (рис. 51). Как видно из рис. 51, измеряли типовые детали шасси различных конструктивных вариантов, абсолютных размеров и функциональных обязанностей.

Замеры радиусов проводили на микроскопе УКМ-21 при помощи радиусной головки.

Данные статистической обработки результатов измерений радиусов кривизны в галтельных переходах деталей силовой конструкции шасси приведены в табл. 51.

Из табл. 51 видно, что фактические величины радиусов переходов галтелей, полученных путем фрезерования, имеют большее рассеивание вокруг своих номинальных значений, чем в случае точеных галтелей.

Для исследования вариации геометрических параметров деталей шарнирно-болтовых соединений шасси были измерены проушины новых шлиц-шарниров стойки шасси самолета А, а также бронзовые втулки и серийные болты. У втулок и болтов измеряли диаметры, у проушин — следующие геометрические параметры:

D — наружный диаметр замыкающей части проушины;

d_1, d_2 — диаметры отверстий проушин;

t_n — толщина проушины.

Были измерены большие и малые проушины — 14 нижних и 7 верхних звеньев шлиц-шарнира стойки шасси, а также 22 втулки и 10 болтов. Результаты статистической обработки измерений геометрических параметров деталей стойки шасси приведены в табл. 52.

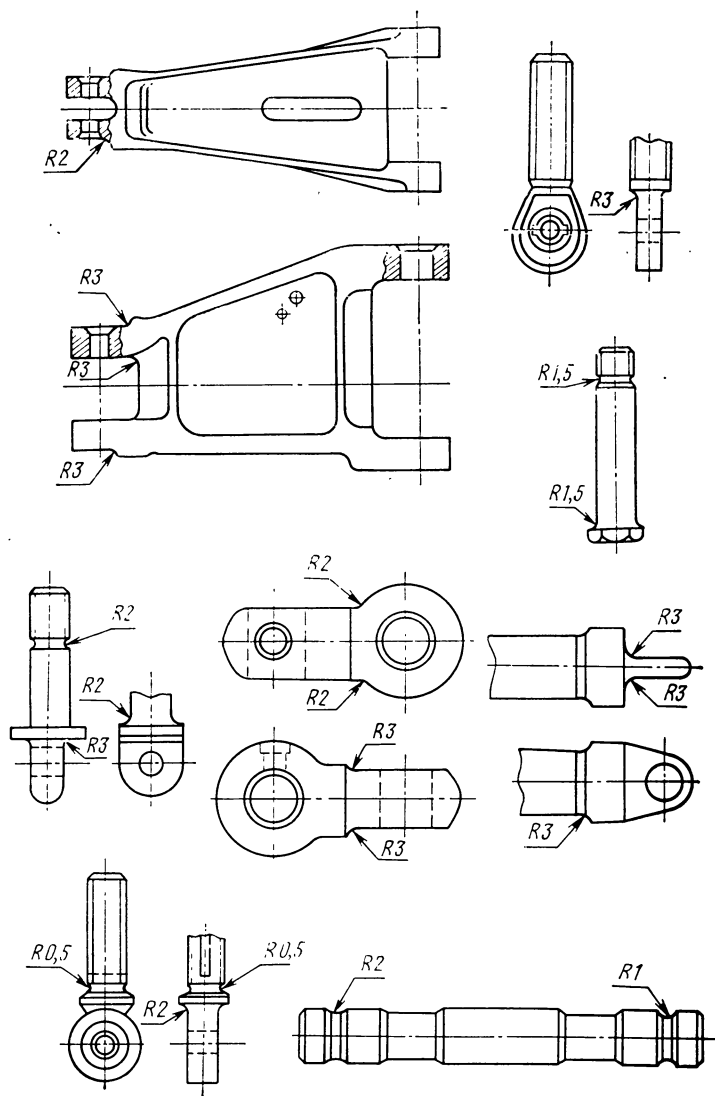


Рис. 51. Места измерений типовых галтельных переходов деталей

Радиусы кривизны в галтельных переходах деталей шасси

Наименование детали	Количество измерений	Номинальное значение радиуса кривизны $R_{\text{ном}}$	Среднее значение радиуса кривизны $\bar{R}$	Среднее квадратичное отклонение S_R	Коэффициент вариации V_R
---------------------	----------------------	--	---	---------------------------------------	----------------------------

Точенные детали

Ушковый болт	20	0,5	0,75	0,05	0,07
Болт	18	0,8	0,8	0,16	0,20
»	18	1,5	1,68	0,12	0,07
»	18	1,5	1,51	0,14	0,09
»	18	1,5	1,45	0,18	0,12
»	18	1,5	1,74	0,05	0,03
»	18	1,5	1,41	0,07	0,05
»	20	1,5	1,52	0,07	0,05
Корпус цилиндра	18	3,0	2,99	0,16	0,05
То же	18	3,0	2,93	0,19	0,07
Ось коническая	20	5,0	4,85	0,27	0,06
Ось	17	5,0	4,14	0,13	0,03
»	17	5,0	5,37	0,17	0,03

Фрезерованные детали

Болт подкоса	18	1,5	1,71	0,29	0,20
То же	18	1,5	1,59	0,18	0,11
Болт	20	2,0	2,36	0,32	0,14
Болт	20	2,0	2,66	0,33	0,12
»	20	2,0	1,50	0,22	0,15
»	20	2,0	2,43	0,18	0,07
»	20	2,0	2,36	0,17	0,07
Ушковая гайка	16	2,0	1,86	0,43	0,23
То же	16	2,0	1,76	0,39	0,22
Корпус цилиндра	18	2,0	2,58	0,34	0,14
То же	18	2,0	2,74	0,53	0,19
»	20	2,0	2,18	0,28	0,13
»	20	2,0	2,23	0,32	0,10
Звено кардана	11	2,0	2,69	0,45	0,17
То же	11	2,0	2,40	0,45	0,19
Шлиц-шарнир	20	3,0	3,24	0,35	0,11
То же	20	3,0	3,24	0,44	0,15
»	20	3,0	3,28	0,48	0,15
Звено кардана	11	3,0	2,81	0,62	0,22
То же	11	3,0	2,75	0,67	0,24
Ушковый болт	20	3,0	3,10	0,49	0,16
То же	20	3,0	2,99	0,38	0,18
Болт подкоса	18	6,0	4,52	0,32	0,07
То же	18	6,0	4,47	0,37	0,08

Результаты статистической обработки измерений деталей стойки шасси самолета

Наименование детали, узла	Геометрические параметры, мм	Количество замеренных деталей	Среднее значение	Среднее квадратичное отклонение	Коэффициент вариации	Минимальное значение	Максимальное значение
Нижнее звено шлиц-шарнира	d_1	28	56,028	0,0358	0,00064	55,990	56,090
	d_2	28	56,040	0,0173	0,00031	56,015	56,080
	D	28	78,87	0,3376	0,0043	78,40	79,20
	t_{Π}	28	37,17	0,771	0,0207	37,0	37,5
Верхнее звено шлиц-шарнира	d_1	14	56,029	0,0204	0,00036	55,980	56,075
	d_2	14	56,048	0,0173	0,00031	56,010	56,070
	D	14	78,69	0,234	0,0030	78,40	79,20
	t_{Π}	14	32,14	0,6892	0,0214	31,90	32,40
Нижнее звено шлиц-шарнира	d_1	28	24,036	0,0109	0,00046	24,010	24,055
	d_2	28	24,037	0,0082	0,00034	24,025	24,055
	D	28	42,54	0,321	0,0075	42,00	43,10
	t_{Π}	28	17,06	0,362	0,0213	16,90	17,30
Верхнее звено шлиц-шарнира	d_1	7	24,042	0,0110	0,00046	24,030	24,050
	d_2	7	24,035	0,0100	0,00042	24,020	24,050
	D	7	44,90	0,236	0,0053	44,50	45,20
	t_{Π}	7	32,07	0,1012	0,0032	31,90	32,20
Болт	$\varnothing 50 X_3$	10	49,924	0,051	0,0010	49,900	49,99
Втулка	$\varnothing 56 X_3$	22	55,943	0,013	0,0002	55,92	55,98

Из приведенных измерений видно, что у новых деталей шарнирно-болтовых соединений шасси наблюдается малое рассеивание фактических величин зазоров по сравнению с номинальными, которое можно не учитывать при определении v_{α_σ} .

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ВАРИАЦИИ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ

Отклонение фактических размеров деталей машин от номинальных в пределах допусков может порождать дополнительное рассеивание пределов выносливости деталей, которое должно учитываться в расчетах на прочность вероятностными методами [57]. Относительные колебания основных абсолютных размеров деталей (например, диаметров валов) невелики и, как будет показано ниже, практически не оказывают влияния на рассеивание предела выносливости. Это рассеивание порождается в основном случайными вариациями радиусов закругления в зонах концентрации напряжений, оказывающих существенное влияние на величину теоретических коэффициентов концентрации α_σ . На рис. 52 показана зависимость величин α_σ от относительных размеров ρ/d и D/d для вала с кольцевой выточкой при растяжении. Таким образом, α_σ является некоторой функцией от параметров ρ , d и D , которую обозначим

$$\alpha_\sigma = \varphi(\rho, d, D). \quad (25)$$

Если величины ρ , d и D случайны, то случайной будет и величина α_σ . Для нахождения математического ожидания и дисперсии величины α_σ можно воспользоваться следующими приближенными формулами, рекомендуемыми в математической статистике (вторая формула справедлива при отсутствии взаимной корреляции величин ρ , d и D)

$$\bar{\alpha}_\sigma = \varphi(\bar{\rho}, \bar{d}, \bar{D}); \quad (26)$$

$$S^2\{\alpha_\sigma\} \cong \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \rho}\right)_0^2 S^2\{\rho\} + \left(\frac{\partial \varphi}{\partial d}\right)_0^2 S^2\{d\} + \left(\frac{\partial \varphi}{\partial D}\right)_0^2 S^2\{D\}. \quad (27)$$

Здесь $S^2\{\dots\}$ — обозначение дисперсии случайной величины;

$\bar{\alpha}_\sigma$, $\bar{\rho}$, $\bar{d}$, $\bar{D}$ — математические ожидания величин α_σ , ρ , d , D соответственно; производные в выражении (27) берутся при значениях $\rho = \bar{\rho}$, $d = \bar{d}$, $D = \bar{D}$.

Вид функций (26) весьма сложен в тех случаях, когда известно теоретическое решение или когда величины α_σ находились экспериментально (например, поляризационно-оптическим методом). Поэтому целесообразно воспользоваться приближенной линейной зависимостью, аппроксимирующей функцию (26) в требуемом диапазоне изменения параметров.

Допустим, нам нужно найти коэффициент вариации ν_{α_σ} теоретического коэффициента концентрации α_σ для вала с кольцевой выточкой при растяжении при значениях $\bar{\rho}/\bar{d}=0,1$ и $\bar{D}/d=1,15$. По рис. 52 находим соответствующее значение $\alpha_\sigma = 2,11$. Пренебрежем дисперсией диаметра D , т. е. положим

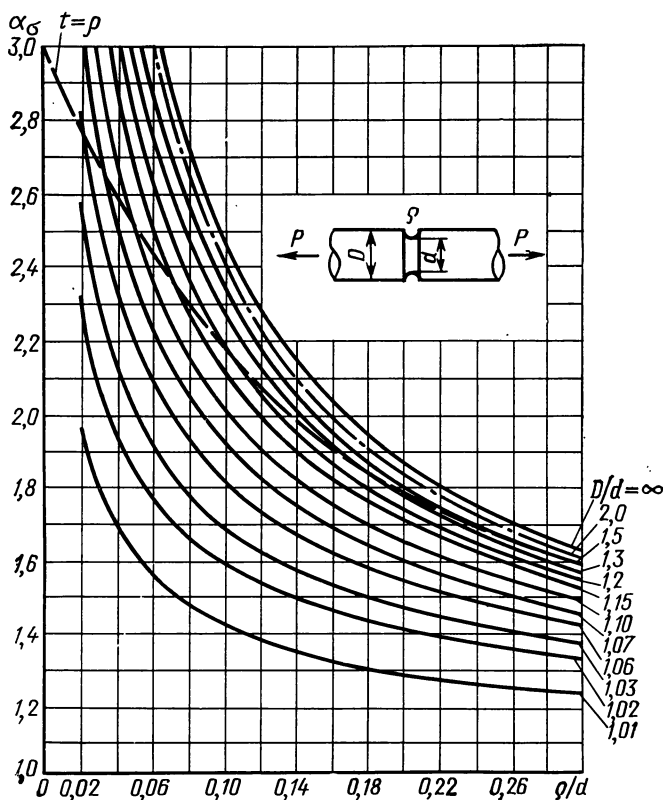


Рис. 52. Коэффициент концентрации напряжений для вала с канавкой при растяжении (по Нейберу)

$S^2\{D\} \approx 0$, а также пренебрежем изменением D/d (более точные вычисления без указанных допущений показывают, что ошибка в оценке величины ν_{α_σ} при этом получается пренебрежимо малой).

Для получения линейной аппроксимирующей зависимости α_σ от ρ/d при $D/d = \text{const} = 1,15$, найдем по рис. 52 значения α_σ для двух значений ρ/d , соседних с $\rho/d = 0,1$, а именно:

$$\begin{aligned} \text{при} \quad & \frac{\rho}{d} = 0,09 \quad \alpha_{\sigma} = 2,18; \\ \text{при} \quad & \frac{\rho}{d} = 0,11 \quad \alpha_{\sigma} = 2,04. \end{aligned} \quad (28)$$

По уравнению прямой, проходящей через две точки, запишем

$$\frac{\alpha_{\sigma} \div 2,18}{2,04 \div 2,18} = \frac{\frac{\rho}{\alpha} \div 0,09}{0,11 \div 0,09}. \quad (29)$$

Откуда

$$\alpha_{\sigma} = 2,81 \div 7 \frac{\rho}{d}. \quad (30)$$

Найдем квадраты производных, входящих в выражение (27),

$$\left(\frac{\partial \varphi}{\partial \rho} \right)_0^2 = \left(\frac{7}{d} \right)^2; \quad \left(\frac{\partial \varphi}{\partial d} \right)_0^2 = \left(\frac{7\rho}{d^2} \right)^2. \quad (31)$$

Подставляя (31) в (27) и имея в виду, что $v_{\rho}^2 = \frac{S_{\rho}^2}{\rho^2}$, $v_d^2 =$
 $= \frac{S_d^2}{d^2}$, $v_{\alpha_{\sigma}}^2 = \frac{S_{\alpha_{\sigma}}^2}{\alpha_{\sigma}^2}$,

получим

$$v_{\alpha_{\sigma}}^2 \cong \left(\frac{7\rho}{\alpha_{\sigma} d} \right)^2 (v_{\rho}^2 + v_d^2). \quad (32)$$

Оценим величины v_{ρ}^2 и v_d^2 . Допустим, вал имеет диаметр $d=60$ мм и изготовлен по 3-му классу точности. В этом случае поле допуска в системе вала составляет $d=60_{-0,06}$ мм. Полагая, что поле допуска соответствует $\pm 3 S_d$, где S_d — среднее квадратичное отклонение величины d , получим $S_d \cong 0,01$ мм, а коэффициент вариации $v_d = \frac{0,01}{60} = 0,000167$, $v_d^2 = 2,8 \cdot 10^{-8}$.

Пусть далее $\rho/d=0,1$, так что $\rho=6$ мм. Допуски на радиусы закруглений в зоне концентрации часто не устанавливаются.

Коэффициенты вариации v_{ρ} радиусов кривизны в зоне концентрации напряжений должны находиться по результатам измерений партии деталей (не менее 30—50 шт.) в условиях производства.

Допустим, что в результате n измерений получены следующие значения радиусов $\rho: \rho_1, \rho_2, \dots, \rho_i, \dots, \rho_n$.

Среднее значение $\bar{\rho}$ и среднее квадратичное отклонение S_{ρ} находятся по формулам:

$$\bar{\rho} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \rho_i; \quad S_{\rho} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\rho_i - \bar{\rho})^2}.$$

Коэффициент вариации $v_\rho = \frac{s_\rho}{\bar{\rho}}$.

В табл. 51 представлены результаты измерений радиусов кривизны в зонах переходов и в канавках в ряде деталей (в условиях производства). Как видно из таблицы, величины v_ρ лежат в пределах 0,03—0,24.

Если принять $v_\rho = 0,1$, то очевидно, что величиной $v_d^2 = 2,8 \cdot 10^{-8}$ в выражении (32) можно пренебречь по сравнению с $v_\rho^2 = 0,01$.

В этом случае из выражения (31) получим

$$v_{\alpha_\sigma} \cong \frac{7\bar{\rho}}{\bar{\alpha}_\sigma \bar{d}} v_\rho. \quad (33)$$

При принятых значениях $\bar{\rho}/\bar{d} = 0,01$ и $\bar{\alpha}_\sigma = 2,11$ получим

$$v_{\alpha_\sigma} \cong 0,33 v_\rho.$$

Таким образом, при определении коэффициентов вариации v_{α_σ} следует учитывать случайные изменения радиуса закругления в зоне концентрации, а отклонением других размеров от номинальных (d , D и т. п.) можно, как правило, пренебречь. Определение величины v рассмотрим на следующем примере.

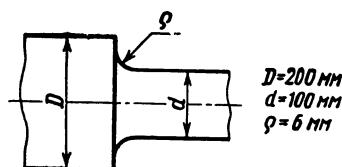


Рис. 53. Чертеж вала

Требуется определить значение v_{α_σ} для ступенчатого вала с переходом от одного сечения к другому по галтели при изгибе (рис. 53).

1. Находим значение α_σ для $D/d = 2$ и $\rho/d = 0,06$, а также соседних значений $\rho/d = 0,07$ и $0,05$ по графикам, приведенным в справочной литературе [96],

ρ/d	0,05	0,06	0,07
α_σ	2,16	2,05	1,95

2. По уравнению прямой, проходящей через две точки, с абсциссами $\rho/d=0,05$ и $0,07$ находим

$$\frac{\alpha_{\sigma} - 2,16}{1,95 - 2,16} = \frac{\frac{\rho}{d} - 0,05}{0,07 - 0,05}.$$

$$\text{Откуда } \alpha_{\sigma} = 2,16 - \frac{0,21}{0,02} \left(\frac{\rho}{d} - 0,05 \right)$$

$$\text{или } \alpha_{\sigma} = 2,685 - 10,5 \frac{\rho}{d}. \quad (34)$$

$$3. \text{ Из уравнения (27) следует: } v_{\alpha_{\sigma}}^2 = \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \rho} \right)_0^2 \frac{\bar{\rho}^2}{\bar{\alpha}_{\sigma}^2} v_{\rho}^2$$

$$\text{или } v_{\alpha_{\sigma}} = \left| \frac{\partial \varphi}{\partial \rho} \right|_0 \frac{\bar{\rho}}{\bar{\alpha}_{\sigma}} \cdot v_{\rho}. \quad (35)$$

$$\text{Из уравнения (34) находим } \left| \frac{\partial \varphi}{\partial \rho} \right|_0 = \left| \frac{\partial \alpha_{\sigma}}{\partial \rho} \right|_0 = \frac{10,5}{\bar{d}}.$$

Таким образом

$$v_{\alpha_{\sigma}} = \frac{10,5}{\bar{\alpha}_{\sigma}} \cdot \frac{\bar{\rho}}{\bar{d}} v_{\rho} = \frac{10,5}{2,05} \cdot 0,06 \cdot v_{\rho} \cong 0,31 v_{\rho}.$$

$$\text{Здесь } \frac{\bar{\rho}}{\bar{d}} = 0,06 \text{ и } \bar{\alpha}_{\sigma} = 2,05.$$

При $v_{\rho} = 0,10$: $v_{\alpha_{\sigma}} = 0,31 \cdot 0,10 = 0,031$. Опыт расчетов деталей машин на усталость в вероятностном аспекте показывает, что уменьшение величин v_{ρ} , а следовательно, и $v_{\alpha_{\sigma}}$ в ряде случаев может приводить к существенному повышению долговечности детали.

Поэтому одним из путей повышения ресурса деталей, работающих при переменных напряжениях, является увеличение до возможных пределов радиусов кривизны в зонах концентрации напряжений, а также введение допусков на радиусы и контроля отклонений радиусов кривизны в условиях производства.

5. ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ВЫНОСЛИВОСТЬ СОЕДИНЕНИЙ ШАССИ

Исчерпывающая количественная информация не только о выносливости, но и износостойкости соединений обуславливает назначение сроков службы и необходимых мероприятий по поддержанию работоспособности соединений шасси.

Значительные удельные давления, действующие в силовых

шарнирно-болтовых соединениях шасси, тяжелые условия работы при взлетах, рулении и посадках приводят к повреждению и износу трущихся пар даже при тщательном обслуживании в эксплуатации.

Статистические данные по ремонтным мероприятиям показывают, что в шарнирно-болтовых соединениях шасси транспортного самолета при износе наблюдаются самые разнообразные повреждения контактных поверхностей. Повышенный износ в шарнирных соединениях может привести к потере кинематической точности силовой конструкции стойки, что, в свою очередь, может вызвать перераспределение нагрузок и в некоторых случаях удары в сочленениях.

Поскольку усталостное разрушение в шарнирно-болтовых соединениях шасси начинается с поверхности, то изменение геометрии и качества поверхности трущихся пар может сказаться на усталостной прочности деталей.

Система капитальных ремонтов и профилактических мероприятий в эксплуатации позволяет поддерживать геометрию и качество контактных поверхностей шарнирных соединений в пределах допуска. Технологические ремонтные мероприятия играют большую роль как в восстановлении работоспособности соединений, так и в общей продолжительности срока службы соединений.

Технологические методы восстановления ресурса и повышения долговечности соединений рассматриваются в работах [12, 17]. Восстановительные мероприятия сопряжены с расточкой и развертыванием исправляющих нарушения форм, нанесением хрома для восстановления изношенного слоя, заменой втулок, болтов, деталей и целых узлов.

Опыт эксплуатации гражданской авиации показывает, что наибольшему износу в шасси подвержены сочленяемые детали центрального узла амортизационной стойки, детали шлиц-шарнира, соединение рычагов с тягами компенсационного механизма, соединение амортизационной стойки с рамой тележки и некоторые другие.

Значительная доля отказов шарнирно-болтовых соединений шасси также приходится на недопустимый износ поверхностей. Так, в соединениях звеньев шлиц-шарнира, заднего и переднего рычагов, тяг и карданов компенсационного механизма зазоры могут превышать максимально допустимую величину для новых самолетов уже после 500—600 посадок.

Интенсивный износ шарнирно-болтовых соединений шасси объясняется, прежде всего, тяжелыми условиями эксплуатации (пыль, грязь, песок, влажность) и высокими нагрузками на контактных поверхностях. Для определения интенсивности и наиболее характерных видов износа шарнирно-болтовых соединений шасси в эксплуатации были собраны отказы шасси парка транспортных самолетов за пять лет эксплуатации (см. гл. I).

Результаты статистической обработки отказов шасси транспортных самолетов в эксплуатации (табл. 53) показали, что в неподвижных и малоподвижных соединениях (узлы крепления

Таблица 53

Распределение отказов по видам износа

Вид износа	Число отказов	Процентное отношение к общему числу отказов
Пластическая деформация	155	55,1
Коррозионно-механический	58	18,9
Выкрашивание	8	2,8
Другие виды	65	23,1

подкосов, узлы крепления траверсы к стойке амортизатора и др.) наиболее распространен (около 55%) износ, вызванный накоплением пластической деформации.

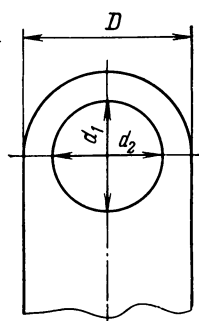


Рис. 54. Места и геометрические параметры измерений проушин шлиц-шарнира

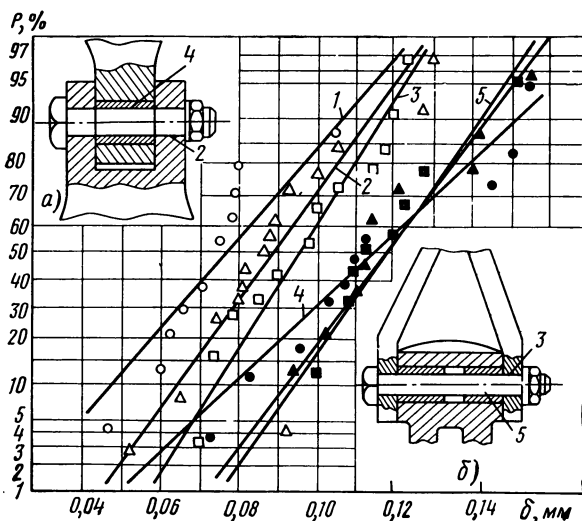


Рис. 55. График распределения средних значений зазора δ основной стойки шасси самолета Б, полученных при первом капитальном ремонте:

а — средний узел соединения шлиц-шарнира; б — узел крепления шлиц-шарнира к поршню амортизатора; 1 — $\bigcirc$ — соединение $14 \frac{A_s}{x_s}$ (сталь—сталь); 2 — $\triangle$ — соединение $24 \frac{A_s}{x}$ (хром—сталь); 3 — $\square$ — соединение $42 \frac{A_s}{x}$ (хром—сталь); 4 — $\bullet$ — соединение $24 \frac{A_s}{x}$ (хром—бронза); 5 — $\blacktriangle$ — соединение $42 \frac{A_s}{x}$ (хром—бронза); 6 — $\blacksquare$ — соединение $42 \frac{A_s}{x_s}$ (хром—бронза).

Пластическая деформация вызывается большими контактными напряжениями в шарнирно-болтовых соединениях шасси, так как современный транспортный самолет за амортизационный срок пробегает по земле от 50—200 тыс. км и на руление, взлет и посадку приходится значительное количество циклов нагружения.

В подвижных соединениях шасси (узлы шлиц-шарниров, узел крепления амортизационной стойки с тележкой и др.) наиболее частым является коррозионно-механический износ.

Характер и интенсивность изменения зазоров в натурных шарнирно-болтовых соединениях шасси при эксплуатации самолетов определялись путем измерений геометрических параметров деталей соединений (рис. 54). Измерения проводились на ремонтном предприятии перед очередным капитальным ремонтом. Были измерены соединения различных диаметров, выполненные по различным посадкам и классам точности. Статистическая обработка данных измерений для сокращения времени проводилась на ЭВМ (табл. 54).

Для примера в табл. 55 и на рис. 55 на нормальной вероятностной бумаге приведено распределение зазора δ в соединениях основной стойки шасси, а в табл. 56 и на рис. 56 — распределение интенсивности износа α деталей основной стойки шасси транспортных самолетов по измерениям при первом капитальном ремонте.

Изменение размеров соединений стойки шасси в зависимости от общего количества посадок самолета за три капитальных ремонта приведено на рис. 57 и 58. В этом случае в эксплуатации принят линейный закон изменения размеров при износе.

На рис. 59 показан характер изменения зазора δ в проушинах шлиц-шарнира стойки шасси за три капитальных ремонта.

Проведенный анализ изнашивания ряда других шарнирно-болтовых соединений шасси показал аналогичный характер изменения зазора в процессе эксплуатации. Однако абсолютные величины износов в рассматриваемых соединениях имеют разные величины, что связано с различиями в начальных диаметрах, классах и посадках соединений, контактных парах, режимах нагружения и условиях эксплуатации.

Из приведенных графиков следует, что в шарнирно-болтовом соединении шасси величина зазора δ в процессе эксплуатации увеличивается в 1,5—2 раза (причем износ происходит более интенсивно в первый период наработки межремонтного срока), а следовательно, вследствие износа приводит к увеличению теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ проушин и к уменьшению их усталостной прочности. Как установлено при измерениях зазоров во время капитальных ремонтов, величина зазора в процессе эксплуатации увеличивается в 1,5—2 раза, что приводит к увеличению теоретического коэффициента концентрации напряжений проушин примерно на 10—15%. По-

Выдержка из статистических данных по измерениям геометрических параметров деталей соединений

Размер и посадка соединения	Наименование соединения	Контактная пара металлов	Номер ремонта	Количество измеренных соединений	Средняя наработка t , пос	Стандартное отклонение S_t , пос	Коэффициент вариации v_t	Средняя интенсивность изменения зазора α_δ , мк/1000 пос	Стандартное отклонение S_{α_δ}	Коэффициент вариации v_{α_δ}
$10 \frac{A_3}{C_3}$	Соединение рамы стойки с кронштейном тяги двуплечего рычага	Сталь—сталь	1	16	854	571	0,669	50,8	8,84	0,174
		Сталь—сталь	2	17	1019	328	0,322	47,1	10,4	0,219
		Сталь—сталь	3	12	1573	470	0,299	75,2	31,1	0,413
		Сталь—сталь	4	8	1455	286	0,197	85,0	37,4	0,440
$16 \frac{A_3}{C_3}$	Соединение рамы стойки с кронштейном тяги двуплечего рычага	Сталь—сталь	1	16	854	371	0,435	58,4	10,2	0,174
		Сталь—сталь	2	15	1028	337	0,328	56,4	17,3	0,306
		Сталь—сталь	3	10	1534	386	0,252	87,5	24,5	0,280
		Сталь—сталь	4	7	1399	257	0,184	75,3	18,5	0,245
$30 \frac{A}{C}$	Соединение перемишки с подкосом	Хром—сталь	1	16	1016	484	0,476	49,7	22,7	0,457
		Хром—сталь	2	19	1045	335	0,320	38,8	11,1	0,286
		Хром—сталь	3	14	1400	227	0,162	38,7	19,1	0,494
		Хром—сталь	4	8	1455	286	0,197	52,5	51,0	0,972
$63 \frac{A}{C}$	Соединение подкоса с качалкой	Хром—сталь	1	12	872	405	0,465	89,2	22,0	0,247
		Хром—сталь	2	16	1026	262	0,256	86,1	12,0	0,139
		Хром—сталь	3	12	1564	331	0,212	81,8	11,5	0,140
		Хром—сталь	4	8	1455	286	0,197	88,7	9,91	0,112
$120 \frac{A_3}{X_3}$	Соединение внутреннего фланца с осью	Сталь—сталь	1	16	969	540	0,557	142	21,6	0,152
		Сталь—сталь	2	14	982	327	0,333	152	38,4	0,252
		Сталь—сталь	4	8	1455	286	0,197	119	31,8	0,268
		Сталь—сталь								

Изменение зазора δ соединений основной стойки шасси самолета по измерениям при первом капитальном ремонте

Размер и посадка соединения	Наименование соединения	Контактная пара металлов	Средняя наработка t , пос	Стандартное отклонение S_f , пос	Количество измеренных соединений	Средний зазор $\bar{\delta}$, мм	Стандартное отклонение S_δ	Коэффициент вариации v_δ
$\frac{A_3}{10} \frac{C_3}{C_3}$	Соединение рамы стойки с кронштейном тяги двуплечего рычага	Сталь—сталь	940	514	18	0,050	0,010	0,0209
$\frac{A_3}{14} \frac{X_3}{X_3}$	Соединение петли подвески с цилиндром амортизатора	Сталь—сталь	696	287	12	0,078	0,023	0,295
$\frac{A_3}{24} \frac{X_3}{X_3}$	Средний узел шлиц-шарнира	Хром—сталь	845	395	17	0,089	0,020	0,225
		Хром—бронза	818	375	14	0,116	0,026	0,224
$\frac{A_3}{42} \frac{X_3}{X_3}$	Соединение шлиц-шарнира со штоком	Хром—сталь	818	471	16	0,095	0,018	0,189
		Хром—бронза	902	440	12	0,118	0,019	0,161
$\frac{A_3}{48} \frac{X_3}{X_3}$	Соединение цилиндра с двуплечим рычагом	Хром—бронза	735	320	11	0,119	0,019	0,151

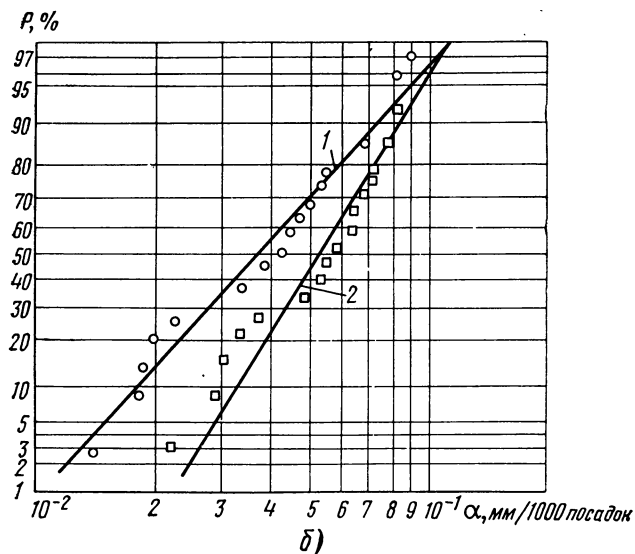
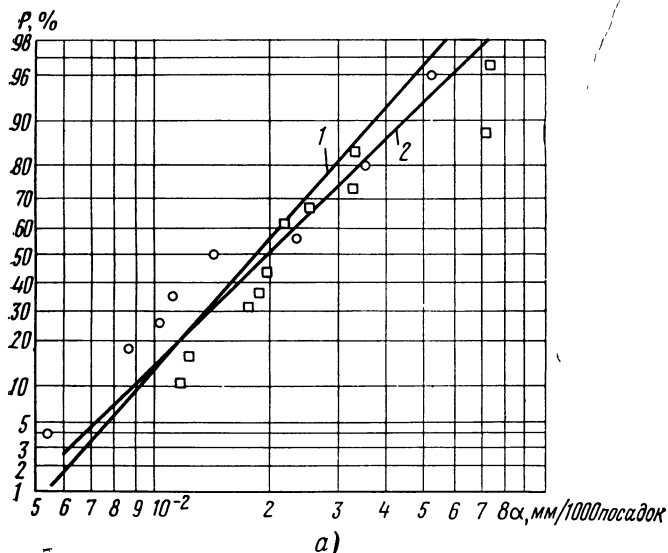
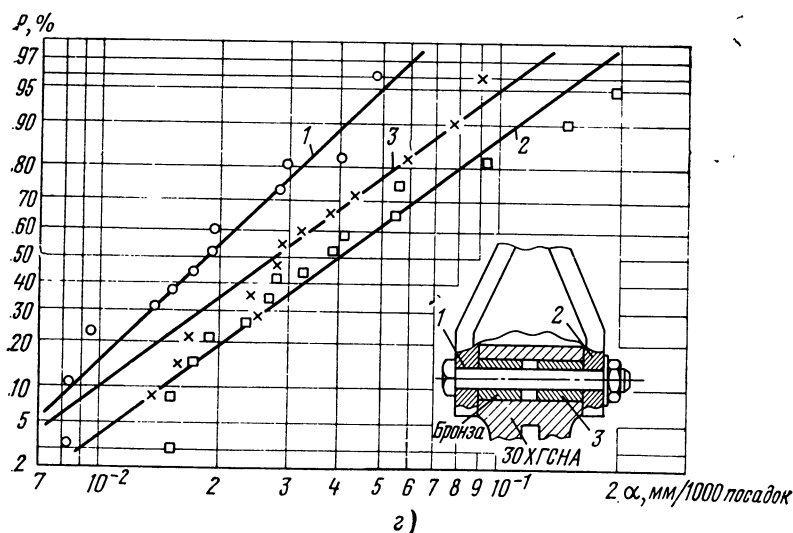
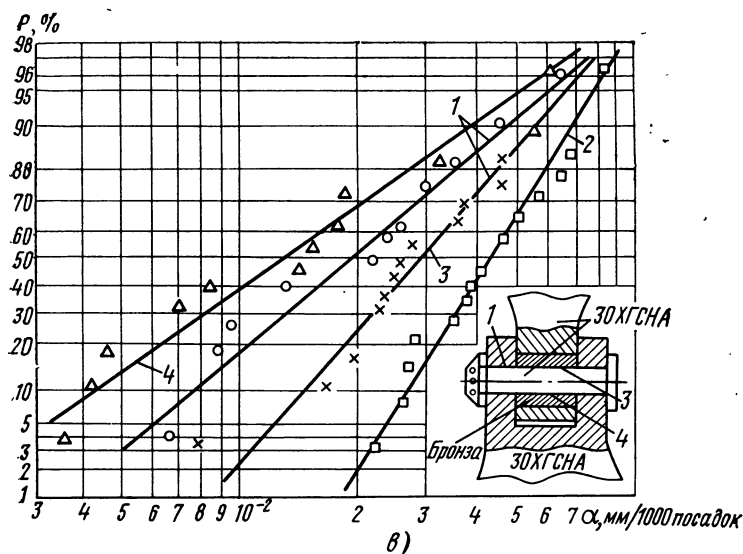


Рис. 56. График распределения интенсивности износа α тальном
 α — средний узел шлиц-шарнира; б — узел крепления шлиц-шарнира к кронштейн тяги двуплечего рычага; 1 — $\circ$ — болт (хром-сталь); 2 — $\square$ — втулка



деталей соединений шасси по измерениям при первом капитальном ремонте:

поршни амортизатора; в — крепление тормозной тяги к рычагу; г — отверстие проушины (сталь—хром); 3 — х — болт (хром—бронза); (бронза—хром).

Интенсивность износа деталей стойки шасси самолетов А и Б по измерениям при первом капитальном ремонте

Тип самолета	Размер и посадка соединения	Наименование соединения	Наименование детали	Позиция и обозначение на рис. 59	Контактная пара металлов	Количество замеренных соединений	Средняя арифметическая интенсивность износа α , мм/1000	$l \alpha$	Средняя геометрическая интенсивность износа α , мм/1000	Стандартное отклонение S_{α}	Коэффициент вариации v_{α}
Б	$14 \frac{A_3}{X_3}$	Соединение пеглы подвески с цилиндром амортизатора	Болт Отверстие проушины	a	Сталь—сталь	13 16	0,044 0,027	-1,502 -1,685	0,031 0,020	0,393 0,334	-0,262 -0,198
Б	$16 \frac{A_3}{C_3}$	Кронштейн тяги двуплечевого рычага	Болт Отверстие проушины	a	Хром—сталь Сталь—хром	16 16	0,022 0,025	-1,715 -1,681	0,019 0,022	0,215 0,275	-0,125 -0,164
А	$20 \frac{A_3}{X_3}$	Крепление тормозной тяги к рычагу	Болт Отверстие проушины	6	Хром—сталь Сталь—хром	17 17	0,043 0,056	-1,425 -1,283	0,038 0,052	0,237 0,176	-0,166 -0,137
Б	$24 \frac{A_3}{X}$	Средний узел шлицшарнира	Болт Болт Отверстие проушины Втулка	$\begin{matrix} \bigcirc \times \\ a \square \end{matrix}$ Δ	Хром—сталь Хром—бронза Сталь—хром Бронза—хром	15 15 14 16 14	0,034 0,024 0,046 0,017	-1,547 -1,715 -1,369 -1,893	0,028 0,019 0,043 0,013	0,239 0,296 0,157 0,394	-0,154 -0,173 -0,115 -0,208
Б	$30 \frac{A}{C}$	Соединение перемычки с подкосом	Болт Отверстие проушины	$\begin{matrix} \bigcirc \times \\ a \square \end{matrix}$	Хром—сталь Сталь—хром	13 14	0,022 0,028	-1,737 -1,624	0,018 0,024	0,248 0,251	-0,144 -0,155
Б	$42 \frac{A_3}{X}$	Узел крепления шлицшарнира к поршню амортизатора	Болт Болт Отверстие проушины Втулка	$\begin{matrix} \bigcirc \times \\ a \square \end{matrix}$	Хром—сталь Хром—бронза Сталь—хром Бронза—хром	14 16 16 14	0,022 0,037 0,054 0,021	-1,724 -1,538 -1,407 -1,797	0,018 0,029 0,039 0,015	0,248 0,328 0,344 0,422	-0,144 -0,213 -0,244 -0,235

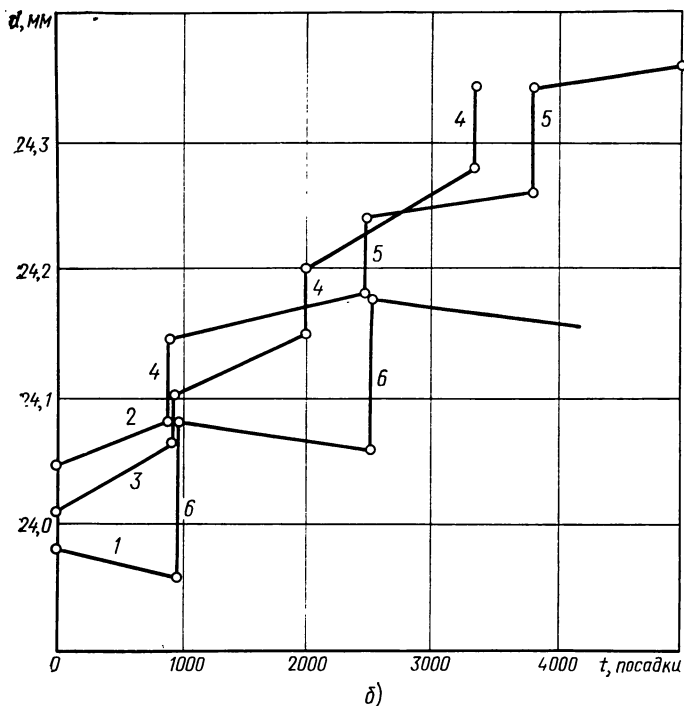
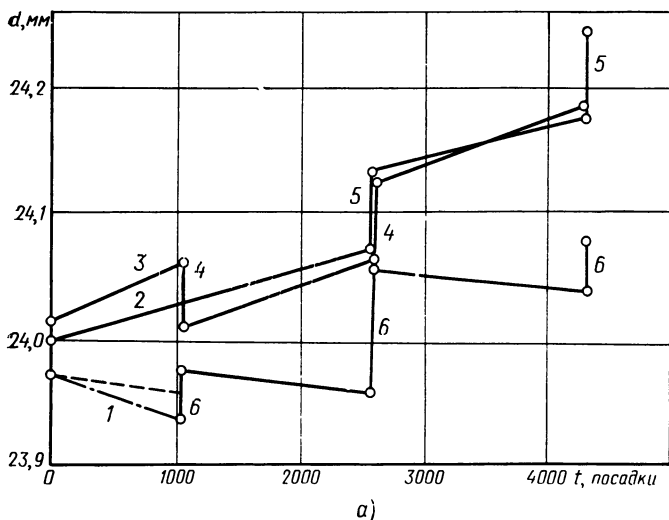


Рис. 57. График изменения размеров соединения среднего узла шлиц-шарнира $24 \frac{A_3}{x}$ за три капитальных ремонта:

а — I вариант ремонта; б — II вариант ремонта; 1 — болт; 2 — отверстие проушины; 3 — втулка; 4 — замена втулки; 5 — развертывание отверстия проушины; 6 — хромирование болта; — · · · — номинальный максимальный зазор; — — — эксплуатационный зазор; — — — сталь-сталь; — · · · — сталь-бронза.

сколько износ сочленений происходит более интенсивно в первый период межремонтного срока, то увеличение α_σ проушин

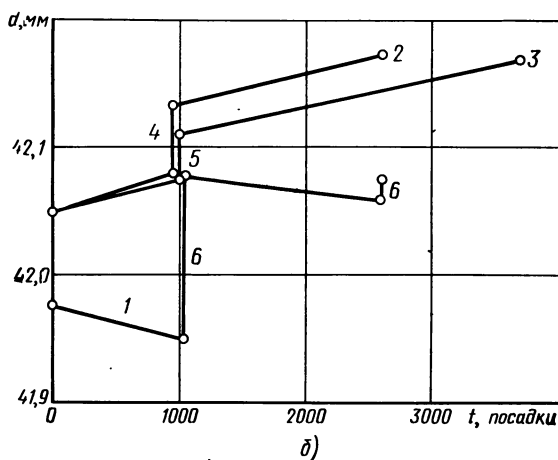
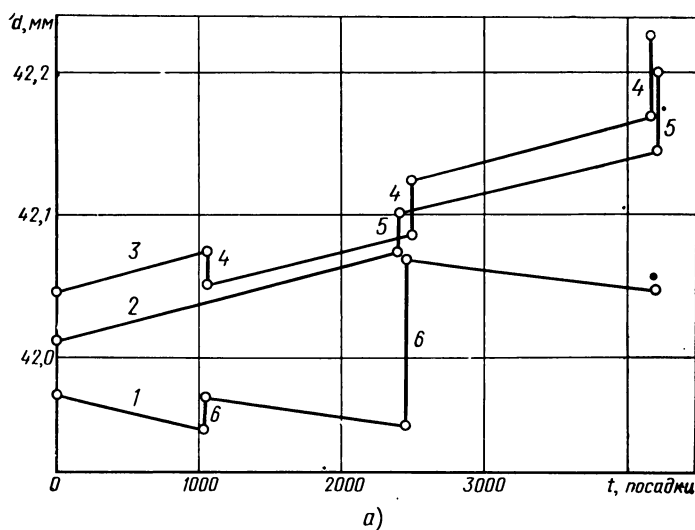


Рис. 58. График изменения размеров узла крепления шлиц-шарнира к поршню амортизатора $42 \frac{A_3}{x}$ за три капитальных ремонта. Позиции те же, что на рис. 60

вследствие износа контактных пар желательно учитывать при расчетах на долговечность.

Поскольку уже в процессе проектирования самолета конструктору необходимо располагать данными о сохранении геомет-

рических параметров соединений шасси в эксплуатации, была оценена возможность использования для этой цели экспериментальных данных по изменению геометрических параметров соединений при испытаниях на усталость. Сопоставление статистических данных по выносливости и увеличению люфта проушин, полученных при испытании образцов проушин на уста-

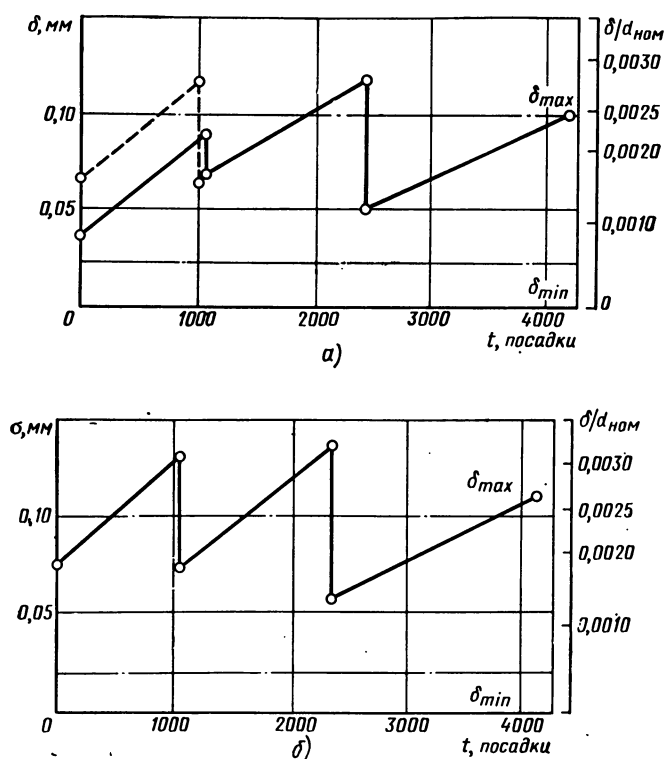


Рис. 59. Характер изменения зазора δ в соединении $42 \frac{A_3}{x}$ узла крепления шлиц-шарнира к поршню амортизатора за три капитальных ремонта:

а — контактная пара сталь—хром; б — контактная пара хром—бронза.

лость, с интенсивностью износа α аналогичных соединений в эксплуатации было проведено на центральном узле шлиц-шарнира стойки шасси, как наиболее подвижном и нагруженном, с контактной парой металлов сталь — хром.

На рис. 60 показаны логарифмически-нормальные распределения интенсивности изменения α диаметров отверстий для образцов из сталей 30ХГСНА и ЭИ643 при испытаниях на усталость.

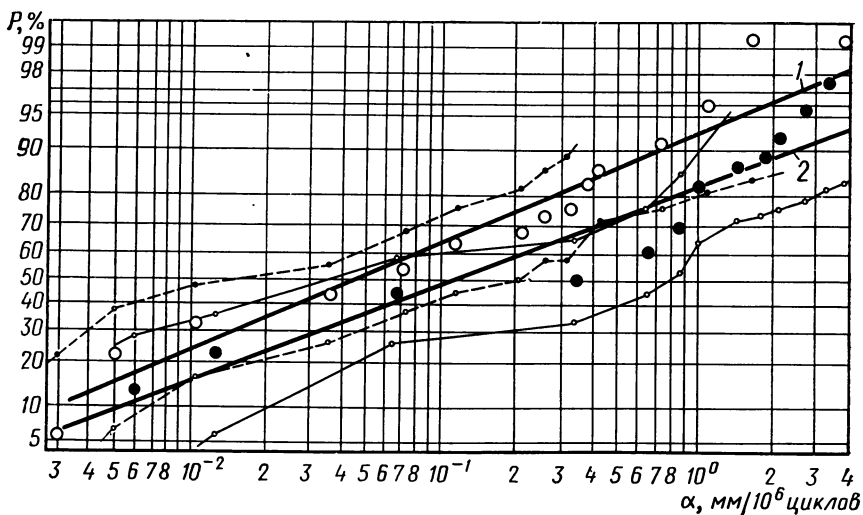


Рис. 60. Функции распределения интенсивности изменения геометрических параметров отверстий образцов проушин в направлении приложения нагрузки:

1 — $\bigcirc$ — образцы НУ-1; 2 — $\bullet$ — образцы НУ-11; — — — — 90%-ный доверительный интервал образцов НУ-1; — $\bigcirc$ — $\bigcirc$ — 90%-ный доверительный интервал образцов НУ-11.

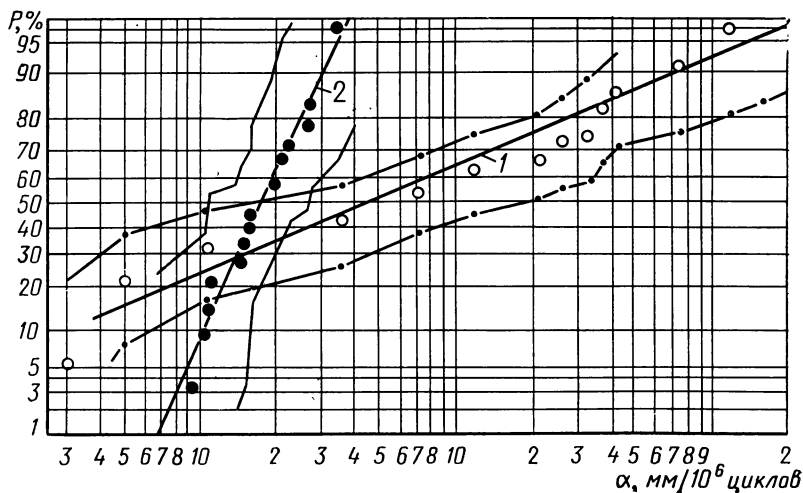


Рис. 61. Функции распределения интенсивности изменения геометрических параметров отверстий соединения в направлении приложения нагрузок:

1 — $\bigcirc$ — при испытании соединения $20 \frac{A_3}{x_3}$ (образцы НУ-1); 2 — $\bullet$ — при эксплуатации соединения $24 \frac{A_3}{x}$ — $\bigcirc$ — $\bigcirc$ — 90%-ный доверительный интервал соединения $20 \frac{A_3}{x_3}$; — — — — 90%-ный доверительный интервал соединения $24 \frac{A_3}{x}$

Исследования позволили установить, что при испытаниях на усталость диаметр отверстия проушины изменяется на такой же порядок, как и в эксплуатации (табл. 57).

Т а б л и ц а 57

Интенсивность износа отверстия проушин по диаметру

Условия измерения	Размер и посадка соединения	Марка стали	Количество измеренных соединений	Интенсивность износа α , мм/10 ⁶ циклов
Испытания на усталость	НУ-1 $20 \frac{A_3}{X_3}$	30ХГСНА	60	0,040
	НУ-11 $20 \frac{A_3}{X_3}$	ЭИ643	57	0,115
Эксплуатация	$24 \frac{A_3}{X}$	30ХГСНА	16	0,018

Это видно и из рис. 61, на котором показаны логарифмически-нормальные распределения интенсивности изменения α диаметра отверстия в эксплуатации и при испытаниях на усталость.

Сопоставление двух распределений показывает, что в случае отсутствия данных по износу соединений шасси в эксплуатации можно воспользоваться данными по изменению геометрических параметров соединений при испытаниях на усталость. Однако не следует забывать, что состояние контактных поверхностей соединений при неблагоприятных условиях эксплуатации может существенно повлиять на выносливость силового шарнирно-болтового соединения.

Для оценки линейного износа отверстий образцов шарнирно-болтовых соединений шасси в зависимости от количества пройденных циклов при испытании на усталость были проведены измерения геометрических параметров соединений, до и после испытаний, образцов проушин на усталость (табл. 58).

С целью выяснения вариации геометрических параметров образцов проушин в процессе изготовления в этой же таблице даны измерения геометрических параметров образцов проушин при механической обработке и упрочнении.

Проведенные измерения геометрических параметров соединений, до и после испытаний на усталость, позволили определить

Изменение диаметров отверстий образцов проушин при изготовлении и испытании на усталость

Тип и материал образца	Натяг t , мм	При изготовлении											
		Механическая обработка						Развертывание					
		левое отверстие			правое отверстие			левое отверстие			правое отверстие		
		$q=d_{\text{ист}}-d_{\text{ном}}$	σ	σ/q	$q=d_{\text{ист}}-d_{\text{ном}}$	σ	σ/q	$q=d_{\text{ист}}-d_{\text{ном}}$	σ	σ/q	$q=d_{\text{ист}}-d_{\text{ном}}$	σ	σ/q
НУ-2 30ХГСА	0,05	0,022	0,013	0,59	0,025	0,006	0,24	0,041	0,005	0,12	0,037	0,001	0,04
	0,10	0,007	0,005	0,69	0,009	0,008	0,89	0,019	0,001	0,079	0,020	0,003	0,15
	0,15	0,015	0,005	0,33	0,015	0,003	0,20	0,020	0,003	0,15	0,020	0,004	0,20
НУ-3 30ХГСА	0,5	0,059 0,033	0,019 0,021	0,32 0,64	0,066 0,046	0,023 0,024	0,35 0,92	0,086 0,068	0,016 0,008	0,19 0,12	0,036 0,077	0,023 0,011	0,24 0,14
	0,10	0,036 0,036	0,013 0,015	0,50 0,41	0,049 0,030	0,016 0,015	0,33 0,50	0,05 0,045	0,005 0,006	0,008 0,13	0,056 0,046	0,012 0,008	0,21 0,17
	0,15	0,033 0,022	0,012 0,012	0,36 0,55	0,036 0,029	0,008 0,013	0,22 0,45	0,059 0,043	0,002 0,003	0,025 0,079	0,062 0,045	0,005 0,008	0,081 0,168
НУ-12 ЭИ643	0,05	0,035	0,023	0,66	0,046	0,012	0,26	0,086	0,003	0,035	0,086	0,004	0,047
	0,10	0,027	0,005	0,19	0,025	0,015	0,60	0,059	0,005	0,085	0,059	0,005	0,085
	0,15	0,024	0,009	0,375	0,021	0,007	0,33	0,050	0,008	0,160	0,050	0,008	0,160
НУ-13 ЭИ643	0,05	0,041	0,008	0,19	0,048	0,011	0,23	0,042	0,005	0,119	0,048	0,006	0,125
	0,15	0,0375	0,013	0,34	0,037	0,008	0,22	0,049	0,006	0,12	0,047	0,005	0,10

Тип и материал образца	Натяг t ,	При изготовлении						После испытания			
		Раскатывание						$q=d_{\text{ист}}-d_{\text{ном}}$	σ	σ/q	σ/q
		левое отверстие			правое отверстие						
		$q=d_{\text{ист}}-d_{\text{ном}}$	σ	σ/q	$q=d_{\text{ист}}-d_{\text{ном}}$	σ	σ/q				
НУ-2 30ХГСА	0,05	0,081 0,067	0,015 0,018	0,18 0,27	0,075 0,062	0,010 0,016	0,13 0,25	0,08 0,07	0,13 0,010	0,159 0,143	
	0,10	0,074 0,058	0,022 0,015	0,29 0,26	0,069 0,051	0,019 0,011	0,2 0,22	0,070 0,059	0,033 0,007	0,471 0,119	
	0,15	0,073 0,062	0,019 0,014	0,26 0,23	0,074 0,066	0,023 0,021	0,3 0,3	0,074 0,069	0,016 0,012	0,215 0,169	
НУ-3 30ХГСА	0,5	0,091 0,080	0,015 0,008	0,16 0,10	0,099 0,095	0,024 0,013	0,24 0,14	0,096 0,089	0,016 0,011	0,167 0,124	
	0,10	0,073 0,072	0,003 0,008	0,041 0,110	0,069 0,066	0,008 0,012	0,12 0,18	0,075 0,079	0,011 0,012	0,147 0,152	
	0,15	0,076 0,069	0,008 0,005	0,039 0,072	0,076 0,074	0,006 0,005	0,070 0,068	0,079 0,074	0,008 0,009	0,101 0,122	
НУ-12 ЭИ643	0,05	0,101 0,094	0,019 0,021	0,188 0,223	0,102 0,090	0,024 0,014	0,235 0,156	0,113 0,112	0,015 0,010	0,135 0,008	
	0,10	0,099 0,087	0,028 0,016	0,283 0,184	0,107 0,077	0,031 0,019	0,289 0,247	0,100 0,090	0,011 0,014	0,100 0,151	
	0,15	0,106 0,074	0,012 0,005	0,113 0,068	0,104 0,079	0,015 0,012	0,144 0,152	0,110 0,090	0,002 0,022	0,014 0,24	
НУ-13 ЭИ643	0,05	0,104 0,093	0,023 0,019	0,22 0,20	0,098 0,089	0,023 0,016	0,23 0,19	0,123 0,117	0,011 0,007	0,086 0,058	
	0,15	0,0755 0,077	0,007 0,005	0,093 0,065	0,076 0,070	0,009 0,009	0,12 0,13	0,086 0,078	0,007 0,007	0,085 0,090	

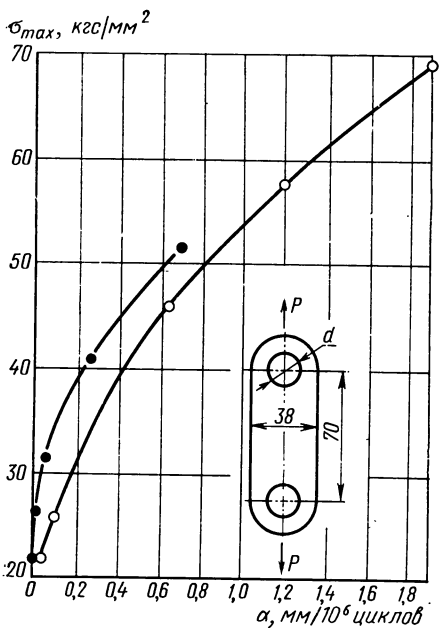


Рис. 62. График изменения средних значений интенсивности износа α в зависимости от уровня действующих напряжений:

1 — ○ — образцы НУ-1; 2 — ● — образцы НУ-11.

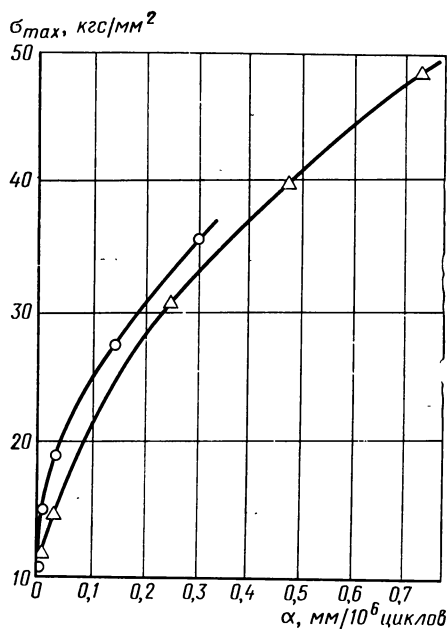


Рис. 64. График изменения интенсивности износа α в зависимости от уровня действующих напряжений:

1 — ○ — образцы НУ-1; 2 — △ — образцы НУ-11

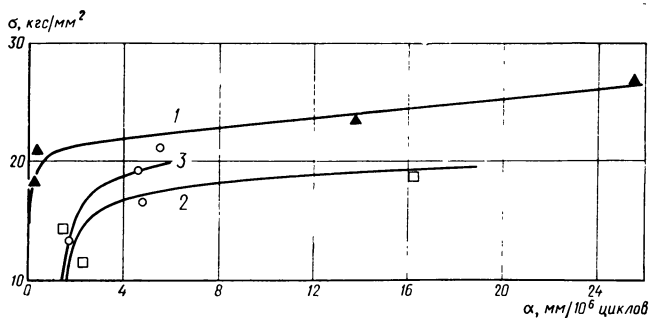


Рис. 63. График изменения интенсивности износа α в зависимости от уровня действующих напряжений:

1 — ▲ — образцы ПУ-1; 2 — □ — образцы ПУ-3; 3 — ○ — образцы ПУВ-1.

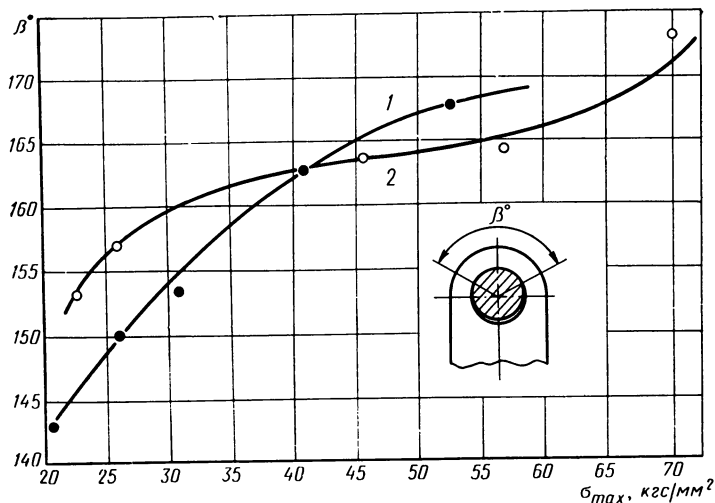


Рис. 65. График изменения угла β в зависимости от уровня действующих напряжений:

1 — ● — образцы НУ-I; 2 — ○ — образцы НУ-II

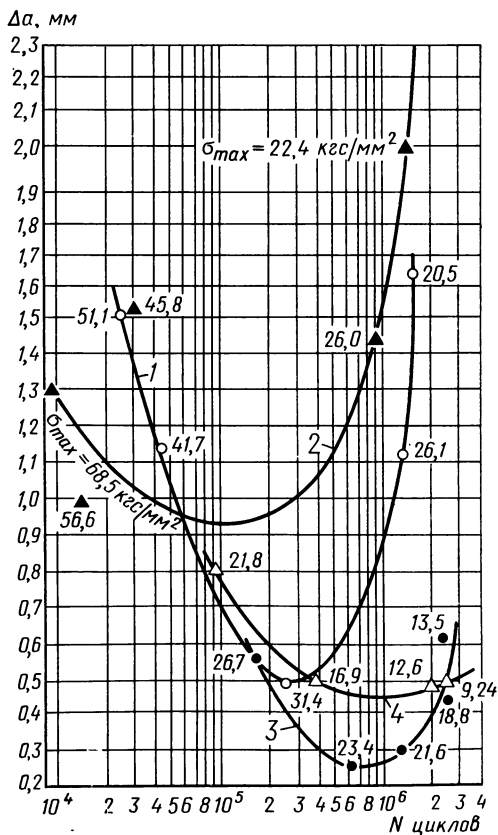


Рис. 66. График изменения диаметра отверстия вдоль приложения нагрузки в зависимости от долговечности при различных уровнях действующих напряжений:

1 — ○ — образцы НУ-I; 2 — ▲ — образцы НУ-II; 3 — ● — образцы ПУ-I; 4 — △ — образцы ПУВ-3.

Изменение геометрических параметров отверстий неупрочненных образцов проушин шасси при испытаниях на усталость

Напряже- ние $\sigma_{\max}$, кгс/мм ²	Число циклов N	$\alpha \cdot 10^{-6}$, мк/циклов	$(\beta_2 - \beta_1) \cdot 10^{-3}$	Δd , мм	$S_{\Delta d}$	α°	S_α
--	---------------------	---------------------------------------	-------------------------------------	--------------------	----------------	----------------	------------

Образцы НУ-1

52	23 591	0,77	0,99	0,015	0,011	167	11,4
42	46 600	0,37	0,53	0,011	0,011	162	11,1
32	247 844	0,09	0,35	0,005	0,006	153	10,6
26	1 540 952	0,03	0,38	0,011	0,007	150	13,7
21	1 544 825	0,02	0,67	0,013	0,010	144	16,2

Образцы НУ-11

68,5	7 868	1,850	1,498	0,013	0,0091	173,545	13,888
56,6	13 692	1,024	0,910	0,010	0,0093	164,429	14,188
45,8	28 133	0,627	0,496	0,015	0,0088	164,125	10,921
26,0	887 602	0,089	0,655	0,015	0,012	157,167	
22,4	1 686 694	0,028	0,939	0,021	0,016	152,909	12,988

Образцы ПУ-1

26,72	171 315	0,0254	0,25	0,0055			
23,4	667 687	0,0136	0,249	0,0025			
21,62	1 418 362	0,00287	0,175	0,003			
18,76	2 439 500	0,002666	0,443	0,0044			

приращение эллипсности $\Delta\beta$, интенсивность изменения α диаметра отверстия в направлении приложения нагрузки (рис. 62, 63, 64) и изменения углов β , характеризующих распределение давления в зоне контакта (рис. 65).

Изменение геометрических параметров диаметров отверстий образцов проушин соединений было исследовано на неупрочненных образцах и образцах проушин, обработанных методами поверхностного пластического деформирования — раскаткой и виброупрочнением. Результаты измерений диаметров отверстий образцов проушин при испытаниях на усталость приведены в табл. 59 и 60.

Изменение приращения диаметра отверстий Δd в направлении приложения усилия от долговечности при различных уровнях напряжений и изменения стандартного отклонения $S_{\Delta d}$ приращений диаметров отверстия проушин соединений в зависимости от действующих напряжений показаны на рис. 66 и 67. Из графиков видно, что каждая проушина имеет оптимальное напряжение, превышение которого приводит к резкому увеличению интенсивности изменения геометрических параметров от-

Сводные данные изменений геометрических параметров отверстий упругих образцов пружин при испытаниях на усталость

		Сталь 30ХГСНА					Сталь ЭИ643							
		$\alpha \cdot 10^{-3}$, мк/циклов	S_{α}	$(\beta_1 - \beta_2) \times 10^{-3}$	$S\beta \times 10^{-3}$	Δd , мм	$S_{\Delta d}$	$\alpha \cdot 10^{-3}$, мк/циклов	S_{α}	$(\beta_1 - \beta_2) \times 10^{-3}$	$S\beta \times 10^{-3}$	Δd , мм	$S_{\Delta d}$	
Режим поверх- ностного упруч- нения	Раскатка	$i=0,05$	0,1878	0,366	0,74	0,556	0,0075	0,00707	0,176	0,45	0,198	0,590	0,004	0,0069
		$i=0,10$	0,03325	0,094	0,185	3,67	0,00125	0,00353	0,548	0,805	0,566	0,445	0,013	0,0111
		$i=0,15$	0,202	0,424	0,374	0,579	0,005	0,00756	0,436	0,806	0,64	0,688	0,01	0,0129
Раскатка и вибро- упрочнение	$i=0,05$ $t=15$ $i=0,10$ $t=60$ $i=0,15$ $t=180$	0,156	0,273	0,385	0,413	0,0066	0,00707	0,0523	0,118	0,316	0,461	0,003	0,00484	
		0,0517	0,123	0,165	0,352	0,0022	0,0044	0,205	0,591	0,249	0,631	0,0055	0,00971	
		0,0383	0,109	0,165	0,352	0,0033	0,005	0,136	0,43	0,1	0,316	0,0022	0,00632	
		0,00211	0,00422	0,975	1,95	0,0025	0,00499	0,34	0,618	0,596	0,685	0,014	0,0114	
		0,236	0,408	0,5	0,866	0,0066	0,0115	0,226	0,169	0,872	0,474	0,01	—	
Виброупруч- нение	$t=180$	0,039	0,0671	0,5	0,5	0,006	0,005	0,227	0,412	0,3	0,274	0,008	0,00836	

верстия. Зная напряжения, позволяющие эксплуатировать соединения с минимальными интенсивностями изменения геометрических параметров проушин, можно обеспечить максимально возможные сроки эксплуатации восстанавливаемых соединений. В проведенном эксперименте таким напряжением с точки зрения обеспечения минимальных износов для проушин из стали 30ХГСНА является $\sigma_{\text{ном}} = 32 \text{ кгс/мм}^2$, а для проушин из стали ЭИ643 — $\sigma_{\text{ном}} = 40 \text{ кгс/мм}^2$. Однако при окончательном выборе рабочих напряжений следует руководствоваться показателями усталостной прочности проушин.

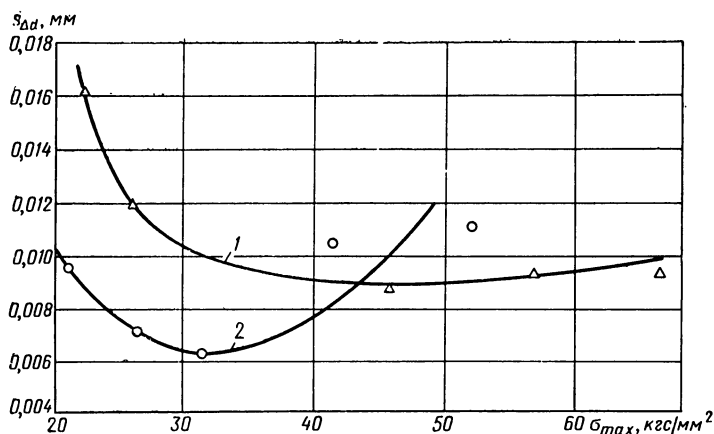


Рис. 67. График изменения стандартного отклонения приращения диаметров отверстия проушин в зависимости от уровня действующих напряжений при испытаниях на выносливость:

1 — Δ — образцы НУ-11; 2 — $\circ$ — образцы НУ-1

Изменения конструктивных параметров — ширины и толщины проушины влияют на величину интенсивности изменения геометрических параметров образцов проушин, однако общие закономерности сохраняются такими же, что и для базовых проушин.

ГЛАВА VI

ВЕРОЯТНОСТНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА НА УСТАЛОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ

Вероятностные методы расчета обладают рядом преимуществ перед методами, основанными на детерминистических представлениях (расчеты по запасам прочности, по допускаемым напряжениям и т. п.), поскольку позволяют учитывать изменчивость параметров спектров действующих напряжений и рассеивание характеристик выносливости и дают возможность охарактеризовать их влияние на вероятность разрушения.

Необходимо иметь в виду, что некоторые конструктивные и технологические варианты деталей, обладающие высокими показателями прочности по средним значениям, а, значит, и наиболее выгодные по сравнению с другими вариантами при обычных методах расчета, могут оказаться менее надежными из-за большого рассеивания характеристик прочности.

Достаточно точная оценка вероятности разрушения является наиболее объективной характеристикой надежности и долговечности изделий. Достоверность вероятностных методов расчета может быть проверена путем сопоставления результатов расчетов с данными об отказах изделий в эксплуатации.

1. РАССЕИВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫНОСЛИВОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

При вероятностной оценке долговечности элементов конструкции, испытывающих переменные нагрузки, необходимо знать не только средние значения пределов выносливости и долговечности деталей, но и характеристики их рассеивания, в частности, коэффициенты вариации пределов выносливости натуральных деталей. Однако, проведение испытаний на усталость (в статическом аспекте) весьма затруднительно из-за потребности большого количества натуральных деталей. Кроме того, значительные трудности возникают и при имитации эксплуатационных нагрузок. Поэтому важное значение имеет разработка методов

оценки рассеивания характеристик выносливости натуральных деталей по результатам испытаний образцов и моделей.

Рассеивание характеристик выносливости натуральных деталей серийных и массовых конструкций обусловлено:

1) микроскопическими источниками рассеивания, связанными со структурной неоднородностью металла — различными размерами, формой и ориентацией зерен, наличием различных фаз, включений, искажений кристаллической решетки, случайными изменениями в микрогеометрии и структуре поверхностного слоя и т. д.;

2) разбросом механических свойств металла одной марки, но различных плавок или видов заготовительных операций (ковка, штамповка, прессование и т. п.), отклонениями в пределах обработки одного вида, например, в режимах термической обработки при закалке различных партий деталей;

3) отклонениями фактических размеров деталей от номинальных в пределах поля допусков, которые могут порождаться нестабильностью технологических режимов производства.

Особенно существенное влияние на выносливость деталей оказывают погрешности радиусов кривизны в зонах концентрации напряжений, где геометрические размеры часто не контролируются в производстве;

4) технологическими факторами: сваркой, поверхностным упрочнением, покрытием и т. д.;

5) эксплуатационными факторами: колебаниями температуры, коррозией, появлением поверхностных повреждений в процессе эксплуатации, изменением величины зазора в сочленяемых деталях и т. д.

Для учета рассеивания при расчете деталей на прочность по параметру вероятности разрушения обычно пользуются коэффициентом вариации предела выносливости деталей $v_{\sigma-1д}$:

$$v_{\sigma-1д} = S_{\sigma-1д} / \bar{\sigma}_{-1д},$$

где $S_{\sigma-1д}$ — стандартное отклонение предела выносливости деталей;

$\bar{\sigma}_{-1д}$ — среднее значение предела выносливости деталей.

Сначала рассмотрим влияние первых трех групп факторов на рассеивание характеристик выносливости деталей, не учитывая технологические и эксплуатационные факторы, включенные в четвертую и пятую группы.

Значение первой группы факторов выявляется при изучении статистических закономерностей усталости образцов, изготовленных из металла одной плавки и не имеющих отклонений фактических размеров от номинальных. Исследование статистических закономерностей усталости образцов из наиболее рас-

пространенных в силовой конструкции шасси материалов 30ХГСНА и ЭИ643 описано в гл. III; там же даны методики определения и полученные значения постоянных $\sigma_{\min}$, A_L , B и S_x , входящих в уравнение подобия усталостного разрушения (13).

Согласно работам [57, 58] коэффициент вариации пределов выносливости испытываемых деталей $v_{\sigma-1к}$ с учетом первой группы факторов определяется из следующей формулы, полученной из аппроксимации нормального закона распределения величины $x = \lg(\sigma_{\max} - \sigma_{\min})$ нормальным законом величины $\sigma_{\max}$:

$$v_{\sigma-1к} = v_{\sigma_{\max}} = \frac{(1 - 10^{-2S_x}) 10^{A_L - B \lg(L/\bar{G})}}{2 (\sigma_{\min} + 10^{A_L - B \lg(L/\bar{G})})} \quad (36)$$

Поскольку в формуле (36) принимается условие, что значения теоретического коэффициента концентрации напряжений σ_{σ} постоянны, то коэффициент вариации исследуемых деталей $v_{\sigma-1к} = v_{\sigma_{\max}}$, где $\sigma_{\max}$ — максимальное напряжение в зоне концентрации напряжений (11).

По выражению (36) для ряда материалов были определены значения $v_{\sigma_{\max}}$ в зависимости от $\lg(L/\bar{G})$, которые приведены на рис. 68. Как видно из рис. 68, для натуральных деталей значения $v_{\sigma_{\max}}$ могут изменяться в пределах 2—10%.

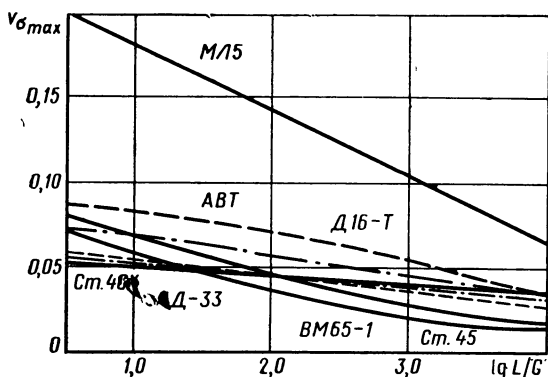


Рис. 68. Зависимость коэффициента вариации $v_{\sigma_{\max}}$ от параметра $\lg(L/\bar{G})$

Межплавленное рассеивание механических свойств металла данной марки, т. е. вторая группа факторов, учитывается коэффициентом вариации предела выносливости гладких образцов всех плавок металла

$$v_{\bar{\sigma}_{-10}} = S_{\bar{\sigma}_{-10}} / \bar{\sigma}_{-10},$$

где $S_{\bar{\sigma}_{-10}}$ — стандартное отклонение среднего значения предела выносливости гладких образцов всех плавок металла данной марки;

$\bar{\sigma}_{-10}$ — среднее значение средних значений пределов выносливости гладких образцов всех плавок металла данной марки.

Если экспериментальные данные, характеризующие межплавочное рассеивание пределов выносливости образцов $\bar{\sigma}_{-10}$ отсутствуют, можно приближенно принять

$$v_{\bar{\sigma}_{-10}} \approx v_{\sigma_B}, \quad (37)$$

где v_{σ_B} — коэффициент вариации предела прочности металла всех плавок.

Такое приближение вытекает из предположения о справедливости корреляционной зависимости $\bar{\sigma}_{-10} = a \sigma_B$, где a — коэффициент, зависящий от марки материала (например, для сталей $a \approx 0,4 \div 0,5$).

Однако, согласно работе [26], следует отметить, что межплавочное рассеивание предела выносливости превышает рассеивание предела прочности, поэтому приближенное соотношение (37) дает лишь оценку снизу.

Отклонения фактических рамеров деталей от номинальных в пределах поля допусков (третья группа факторов) учитываются коэффициентом вариации теоретического коэффициента концентрации напряжений

$$v_{\alpha_\sigma} = S_{\alpha_\sigma} / \bar{\alpha}_\sigma,$$

где S_{α_σ} — стандартное отклонение теоретического коэффициента концентрации напряжений;

$\bar{\alpha}_\sigma$ — среднее значение теоретического коэффициента концентрации напряжений.

Методы определения коэффициента вариации теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ , приведены в разд. 4 гл. V.

Суммарный коэффициент вариации предела выносливости натурной детали $v_{\sigma_{-1д}}$ с учетом межплавочного рассеивания механических свойств, отклонений фактических размеров от номинальных и рассеивания характеристик усталости деталей из металла одной плавки может быть оценен следующим образом.

Находим из уравнения (13) среднее значение предела выносливости $\bar{\sigma}_{-10}$ гладких образцов из металла одной плавки диаметром $d_0 = 7,5$ мм при $u_p = 0$ и $\alpha_\sigma = 1$:

$$\lg(\bar{\sigma}_{-10} - \sigma_{\min}) = \lg \bar{\sigma}_{-10} + \lg(1 - \varepsilon_{\infty}) = B[\chi - \lg(L/\bar{G})_0]. \quad (38)$$

Величины χ и ε_{∞} , как отмечено в гл. III, полагаем независимыми от плавки.

Обозначим через $\bar{\sigma}_{-1k}$ среднее значение предела выносливости испытываемых деталей одной плавки и фиксированной геометрии, т. е. с определенным отношением $L/\bar{G}$. Тогда из уравнения (13) при $u_p = 0$ получим

$$\lg(\bar{\sigma}_{-1k} \alpha_{\sigma} - \varepsilon_{\infty} \bar{\sigma}_{-10}) = B[\chi - \lg(L/\bar{G})], \quad (39)$$

а решая совместно уравнения (33) и (39), будем иметь

$$\bar{\sigma}_{-1k} = \frac{1}{\alpha_{\sigma}} [\varepsilon_{\infty} \bar{\sigma}_{-10} + (1 - \varepsilon_{\infty})^k \bar{\sigma}_{-10}^k],$$

где

$$k = \frac{\chi - \lg(L/\bar{G})}{\chi - \lg(L/\bar{G})_0}.$$

Величина k зависит от радиуса закругления R в зоне концентрации, влияющего на $\bar{G}$ и являющегося случайной величиной. Однако, как показывают расчеты, зависимость k от R весьма мало влияет на вариацию $\bar{\sigma}_{-1k}$, вследствие чего ею можно пренебречь.

Следовательно можно считать, что случайная величина $\bar{\sigma}_{-1k}$ деталей различных плавок и радиусов кривизны R зависит только от двух стохастически независимых случайных величин α_{σ} и $\bar{\sigma}_{-10}$.

Принятые допущения и ряд упрощений при вычислении дисперсии $D\{\bar{\sigma}_{-1k}\}$ величины $\bar{\sigma}_{-1k}$ [24, 26] позволяют выразить коэффициент вариации среднего значения предела выносливости испытываемых деталей различных плавок и радиусов кривизны в следующем виде:

$$v_{\bar{\sigma}_{-1k}}^2 \approx v_{\bar{\sigma}_{-10}}^2 + v_{\alpha_{\sigma}}^2, \quad (40)$$

где $v_{\bar{\sigma}_{-10}}$ — коэффициент вариации среднего значения предела выносливости гладких образцов различных плавок металла данной марки (учитывает вторую группу факторов);

$v_{\alpha_{\sigma}}$ — коэффициент вариации теоретического коэффициента концентрации напряжений (учитывает третью группу факторов).

Допустим, что среднее значение предела выносливости испытываемых деталей различных плавок и геометрии $\bar{\sigma}_{-1k}$ имеет нормальное распределение с параметрами $\bar{\sigma}_{-1k}$ и $S_{\bar{\sigma}_{-1k}}$, тогда

можно принять, что предел выносливости σ_{-1k} испытываемых деталей одной плавки и с фиксированным радиусом кривизны будет распределенным по нормальному закону с параметрами $\bar{\sigma}_{-1k}$ и $S_{\sigma_{-1k}}$.

В этом случае, как нетрудно показать, распределение предела выносливости натуральных деталей σ_{-1d} также является нормальным со средним значением $\bar{\sigma}_{-1d}$ и дисперсией

$$D\{\sigma_{-1d}\} = S_{\sigma_{-1k}}^2 + S_{\sigma_{-1k}}^2.$$

Суммарный коэффициент вариации предела выносливости натуральных деталей с учетом межплавочного рассеивания механических свойств, отклонений фактических размеров от номинальных и рассеивания характеристик усталости в пределах одной плавки, обозначаемый далее $v_{\sigma_{-1d}}^2 = D\{\sigma_{-1d}\}/\bar{\sigma}_{-1d}^2$, можно представить следующей зависимостью [58]:

$$v_{\sigma_{-1d}}^2 = v_{\sigma_{-1k}}^2 + v_{\sigma_{-1k}}^2, \quad (41)$$

где $v_{\sigma_{-1k}}$ — коэффициент вариации предела выносливости, характеризующий рассеивание показателей усталости испытываемых деталей одной плавки и фиксированной геометрии (первая группа факторов);
 $v_{\sigma_{-1k}}^2$ — коэффициент вариации предела выносливости, характеризующий рассеивание показателей усталости испытываемых деталей различных плавки и различной геометрии (вторая и третья группы факторов).

Подставив значение $v_{\sigma_{-1k}}^2$ (40) в уравнение (41), окончательно получим следующую зависимость для коэффициента вариации натурной детали $v_{\sigma_{-1d}}$, характеризующего рассеивание предела выносливости от первых трех факторов:

$$v_{\sigma_{-1d}}^2 = v_{\sigma_{-1k}}^2 + v_{\sigma_{-1k}}^2 + v_{\alpha_{\sigma}}^2. \quad (42)$$

Необходимо отметить, что полученный коэффициент вариации предела выносливости натурной детали $v_{\sigma_{-1d}}$ не учитывает влияние четвертой и пятой групп факторов.

Действительно, если детали имеют сварные соединения, поверхностное упрочнение или покрытие, а также подвергаются изменениям температуры, коррозии и другим факторам, то все это вызывает неравномерное распределение механических свойств, остаточные напряжения и дефекты в деталях и, как следствие, увеличение рассеивания характеристик усталости натуральных деталей.

Так, сопротивление усталости сварного соединения, кроме масштабного фактора, концентрации напряжений и состояния поверхности, определяется также механическими свойствами металла шва, околошовной зоны и основного металла, распределением остаточных напряжений, дефектами сварки. Эти факторы, в свою очередь, зависят от материала электродов и обмазки, основного металла, сварочного оборудования и технологии сварки, методов контроля сварных соединений и выбраковки дефектных соединений и т. д.

Для ответственных сварных соединений целесообразно изучить влияние каждого из перечисленных факторов на рассеивание характеристик усталости, а также провести испытания на усталость натурных сварных соединений для определения коэффициента вариации предела выносливости деталей $\nu_{\sigma-1д}$, учитывающего суммарное влияние всех факторов. Тогда величины $\nu_{\sigma-1д}$ станут надежными показателями уровня технологии сварных соединений.

При использовании методов поверхностного упрочнения на сопротивление усталости и рассеивание характеристик выносливости существенное влияние оказывает распределение механических свойств, остаточных и рабочих напряжений по сечению детали, зависящее от режимов упрочнения, формы и размеров детали, её материала и т. д.

При наличии коррозии пределы коррозионной выносливости или вообще не зависят или очень слабо зависят от предела прочности стали. В этом случае межплавочные изменения предела прочности σ_b , очевидно, не будут влиять на величину $\nu_{\sigma-1д}$. Однако при этом становятся более существенными частота испытаний, средства защиты от коррозионной усталости и другие факторы.

Для оценки надежности и долговечности основной стойки шасси транспортных самолетов значения суммарных коэффициентов вариации предела выносливости натурных деталей (с учетом четвертой и пятой групп факторов) были получены при испытаниях шарнирно-болтовых соединений шасси на усталость (см. гл. IV).

2. РАСЧЕТ НА УСТАЛОСТЬ ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОЙ НАГРУЖЕННОСТИ И ОГРАНИЧЕННОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ

В случае когда часть амплитуд напряжений превышает среднее значение предела выносливости, а суммарное число циклов нагрузки $N_{\text{сум}}$ за срок службы не превышает 10^7 циклов (имеется горизонтальный участок кривой усталости), одним из основных моментов при вычислении является учет нестационарного характера нагрузки.

Обычно величины сопротивления усталости материала и расчетные характеристики деталей в условиях нерегулярного нагружения оценивают испытаниями образцов или деталей на усталость при программном нагружении. Для этого, исходя из спектров нагруженности деталей, в эксплуатации строят программные блоки нагружения, режимы которых описываются соответствующими статистическими закономерностями. Причем число циклов и количество ступеней в программном блоке, а также число блоков при программных испытаниях на усталость оказывают существенное влияние на результаты испытаний.

Определение выносливости расчетным путем при варьируемых нагрузках предложено в работе [57], где метод расчета основан на скорректированной линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений. Данную гипотезу можно использовать и в случае, когда кривая усталости имеет все время ниспадающий характер (без горизонтального участка), что имеет место при испытаниях в условиях повышенных температур, коррозии и некоторых других случаях.

Согласно линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений сумма относительных долговечностей a вычисляется по следующей формуле:

$$a = \sum_{i=1}^r \frac{\bar{n}_i}{\bar{N}_i} = N_{\text{сум}} \sum_{i=1}^r \frac{t_i}{\bar{N}_i} = \bar{\lambda} N_6 \sum_{i=1}^r \frac{t_i}{\bar{N}_i}, \quad (43)$$

где r — количество ступеней в блоке;
 $n_i = \bar{N}_{\text{сум}} t_i = N_{i6} \bar{\lambda}$ — среднее пройденное число циклов при амплитуде напряжений σ_i ;

$\bar{N}_i$ — среднее число циклов по исходной кривой усталости, соответствующее амплитуде напряжений σ_i ;

$\bar{N}_{\text{сум}} = \lambda N_6$ — средняя долговечность при программных испытаниях или в эксплуатации;

$t_i = N_{i6} / N_6$ — относительное число циклов (время) действия амплитуды напряжений σ_i в одном программном блоке;

$\bar{\lambda} = \bar{N}_{\text{сум}} / N_6$ — среднее число программных блоков до разрушения при программных испытаниях или в эксплуатации;

$N_6 = \sum_{i=1}^r N_{i6}$ — число циклов в программном блоке;

N_{i6} — число циклов действия напряжений σ_i в одном программном блоке.

Согласно линейной гипотезе [49] сумма относительных долговечностей $a = \sum \frac{n_i}{N_i}$ принимается равной единице. В

то же время, как показано в работах [24, 57], при изучении закономерностей накопления повреждений для нестационарного нагружения наблюдается отклонение величины a от единицы. Причем разброс долговечности при испытаниях на усталость столь велик, что достоверными могут считаться только данные, в которых каждая долговечность получена как среднее значение 10—20 опытов.

Однако, если все напряжения спектра превышают предел выносливости конструкции, а значительные кратковременные перегрузки отсутствуют, то при испытании достаточно большого количества образцов отклонения суммы относительных долговечностей от единицы лежат в пределах $0,5 < a < 2,0$, что приемлемо для практики [57].

Эти данные подтверждаются испытаниями на усталость шарнирно-болтовых соединений, проведенными со ступенчатым увеличением нагрузки (см. табл. 45).

Приведенные в гл. II исследования амплитуд нагрузок, действующих в эксплуатации, показали, что в них встречаются напряжения, превышающие предел выносливости, а также напряжения ниже предела выносливости со значительным числом циклов повторяемости. Например, амплитуда порядка $(0,6 \div 0,7) \sigma_{-1} < \sigma_a < \sigma_{-1}$ оказывает усугубляющее действие, особенно на стадии развития усталостной трещины, что приводит к заметным отклонениям от линейной гипотезы в сторону уменьшения суммы относительных долговечностей a_a , полученных экспериментально, до значений 0,05—0,3.

В этом случае расчеты, выполненные по линейной гипотезе суммирования повреждений, приводят к долговечности, до 10 раз превышающей фактическую. Поэтому при расчете долговечности конструкции для подобных случаев, линейная гипотеза суммирования повреждений нуждается в корректировании.

Данные работ, проведенных В. П. Когаевым и С. В. Серенсенем, показывают, что с увеличением разницы между наибольшим и наименьшим уровнями блока напряжений, а также с уменьшением относительного времени t_i действия амплитуд высоких уровней значение суммы относительных долговечностей a_a уменьшается.

Эти объективные закономерности позволили в качестве приближенной методики определения долговечности использовать скорректированную гипотезу линейного суммирования усталостных повреждений [24, 57]. При использовании скорректированной гипотезы величина расчетной суммы относительных долговечностей для $a_p > 0,05 \div 0,10$ определяется по формуле

$$a_p = \frac{(\sigma_{a\max}/\sigma_{-1}) \zeta - K}{(\sigma_{a\max}/\sigma_{-1}) - K}, \quad (44)$$

где $\zeta = \frac{1}{\sigma_{a\max}} \sum_{i=1}^r \sigma_{a_i} t_i$ — накопленное повреждение; $\sigma_{a\max}$ —

максимальная амплитуда спектра напряжений; K — постоянная, определяющая нижнюю границу повреждающих напряжений, т. е. амплитуды порядка $\sigma_{a\max} < K\sigma_{-1}$ при расчетах ζ не учитываются, поскольку они не оказывают влияния на процесс усталостного повреждения.

Из выражения (43) может быть определено суммарное число циклов при нестационарном нагружении, вытекающее из скорректированной линейной гипотезы суммирования усталостных повреждений (44):

$$N_{\text{сум}} = a_p \left/ \sum_{i=1}^r \frac{t_i}{N_i} \right. \quad (45)$$

Числа циклов N_i могут быть найдены из уравнения кривой усталости в форме $N_i \sigma_i^m = N_0 \sigma_{-1}^m$, где m — показатель наклона левой ветви кривой усталости; N_0 — точка перелома кривой усталости.

Подставляя в уравнение (45) найденные значения чисел циклов

$$N_i = N_0 \sigma_{-1\text{д}}^m / \sigma_i^m,$$

получим среднее значение суммарного числа циклов за весь срок службы детали или среднюю долговечность

$$\bar{N}_{\text{сум}} = \frac{a_p \bar{\sigma}_{-1\text{д}}^m N_0}{\sum_{i=1}^r \sigma_i^m t_i},$$

где $\bar{\sigma}_{-1\text{д}}$ — среднее значение предела выносливости испытываемых деталей из металла одной плавки и не имеющих отклонений фактических размеров от номинальных.

Предел выносливости деталей $\bar{\sigma}_{-1\text{д}}$ является случайной величиной, имеющей среднее значение $\bar{\sigma}_{-1\text{д}}$ и коэффициент вариации $v_{\bar{\sigma}_{-1\text{д}}}$, определяемый по формуле (42) (пока без учета $v_{\sigma_{-1\text{к}}} = v_{\sigma_{\max}}$):

$$v_{\bar{\sigma}_{-1\text{д}}}^2 = v_{\bar{\sigma}_{-1\text{д}}}^2 + v_{\alpha_{\sigma}}^2.$$

Параметры блоков амплитуд напряжений также (как показано в гл. II) являются случайными величинами.

Если предположить, что случайные вариации блока осуществляются путем подобного преобразования его без изменения формы блока в относительных величинах, то амплитуды напряжений σ_{a_i} , соответствующие i -степени спектра, могут быть представлены уравнением

$$\sigma_{a_i} = \bar{\sigma}_{a_i} \varepsilon,$$

где $\bar{\sigma}_{a_i}$ — среднее значение амплитуды i -й степени блока;

$\varepsilon = 1 + u_p v_{\sigma_{a_i}}$ — случайная величина, имеющая среднее значение, равное единице;

$v_{\sigma_{a_i}} = v_{\sigma_a}$ — коэффициент вариации амплитуды i -й степени блока;

u_p — квантиль нормального распределения.

Так как форма блока в относительных величинах предполагается неизменной, то вариациями величин $\bar{\sigma}_{a_i}$, $\sigma_{a_i}/\sigma_{a_{\max}}$, t_i , a_p , m и N_0 можно пренебречь, т. е. считать их детерминированными. Тогда среднее значение средних значений долговечности на множестве рассмотренных отклонений величин $\bar{\sigma}_{-1д}$ и σ_{a_i} определяется как

$$\bar{\bar{N}}_{\text{сум}} = \frac{a_p \bar{\sigma}_{-1д}^m N_0}{\sum_{i=1}^r \bar{\sigma}_{a_i}^m t_i}. \quad (46)$$

Иначе величину $\bar{\bar{N}}_{\text{сум}}$ можно представить через N_6 — число циклов в блоке, действующих на деталь, например, за одну взлито-посадку, считая это число циклов детерминированным,

$$\bar{\bar{N}}_{\text{сум}} = N_6 \bar{\bar{T}}, \quad (47)$$

где $\bar{\bar{T}}$ — средний срок службы детали в посадках. Тогда, подставив в уравнение (47) значение $\bar{\bar{N}}_{\text{сум}}$ из выражения (46), получим средний срок службы детали в посадках

$$\bar{\bar{T}} = \frac{a_p \bar{\sigma}_{-1д}^m N_0}{N_6 \sum_{i=1}^r \bar{\sigma}_{a_i}^m t_i}. \quad (48)$$

Рассеивание долговечности детали $N_{\text{сум}}$ порождается случайными вариациями средней долговечности $\bar{\bar{N}}_{\text{сум}}$, а также рассеиванием долговечности $N_{\text{сум}}$ относительно ее среднего значения $\bar{\bar{N}}_{\text{сум}}$.

Рассеивание средней долговечности детали определяется, в основном, случайными колебаниями средних значений пределов выносливости деталей $\bar{\sigma}_{-1д}$ и амплитуд напряжений σ_{a_i} .

Если согласно работе [58] мы выразим через ε среднее значение средних амплитуд напряжений и сгруппируем все значения, вариациями которых пренебрегаем, то получим среднее значение долговечности в следующем виде:

$$\bar{N}_{\text{сум}} = \frac{a_p N_0 \bar{\sigma}_{-1д}^m}{\sum_{i=1}^r \bar{\sigma}_{a_i}^m t_i \varepsilon^m}. \quad (49)$$

Прологарифмировав выражение (44), будем иметь

$$\lg \bar{N}_{\text{сум}} = A + m (\lg \bar{\sigma}_{-1д} - \lg \varepsilon),$$

где $A = \lg \left(a_p N_0 / \sum_{i=1}^r \bar{\sigma}_{a_i}^m t_i \right)$ — детерминированная величина.

Дисперсия величины $\lg \bar{N}_{\text{сум}}$ может быть записана в виде

$$S_{\lg N_{\text{сум}}}^2 = m^2 (S_{\lg \bar{\sigma}_{-1д}}^2 + S_{\lg \varepsilon}^2). \quad (50)$$

Дисперсии, входящие в выражение (50), можно вычислить по приближенным формулам, рекомендуемым математической статистикой [60]. Например, для некоторой функции $\varphi(x_1, x_2, \dots, x_k)$ от k случайных величин $x_1, \dots, x_k$ математическое ожидание и дисперсия выразятся следующими приближенными формулами:

$$M \{ \varphi(x_1, \dots, x_k) \} \approx \varphi(\xi_1, \dots, \xi_k);$$

$$D \{ \varphi(x_1, \dots, x_k) \} \approx \sum \left[\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right]_0^2 D \{ x_i \} + 2 \sum_{\substack{i, j \\ i \neq j}} \left[\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right]_0 \left[\frac{\partial \varphi}{\partial x_j} \right]_0 \text{cov} \{ x_i, x_j \},$$

где $\xi_i = M \{ x_i \}$ — математическое ожидание случайной величины x_i ;

$D \{ x_i \}$ — дисперсия случайной величины x_i ;

$\text{cov} (x_i, x_j)$ — ковариация случайных величин x_i и x_j .

Производные в данной формуле берутся при значениях аргументов $x_i = \xi_i (i = 1, 2, \dots, k)$.

Тогда для дисперсий, входящих в уравнение (45), получим

$$S_{lg \bar{\sigma}_{-1d}}^2 \cong \left[\frac{\partial (lg \bar{\sigma}_{-1d})}{\partial \bar{\sigma}_{-1d}} \right]^2 S_{\bar{\sigma}_{-1d}}^2 = (0,434 v_{\bar{\sigma}_{-1d}})^2 \quad (51)$$

и

$$S_{lg \varepsilon}^2 \cong (0,434 v_{\varepsilon})^2 = (0,434 v_{\sigma_a})^2. \quad (52)$$

Подставляя полученные уравнения (51) и (52) в уравнение (50) и приближенно считая, что среднее квадратичное отклонение логарифма средней долговечности детали равно среднему квадратичному отклонению среднего значения логарифма долговечности, будем иметь

$$S_{lg \bar{N}_{\text{сум}}}^2 \cong S_{lg \bar{N}_{\text{сум}}}^2 \cong 0,434 m (v_{\bar{\sigma}_{-1d}}^2 + v_{\sigma_a}^2)^2. \quad (53)$$

Переходя от долговечности в циклах к долговечности в посадках, километрах и т. д. по формуле (47) и принимая величины $lg \bar{N}_{\text{сум}}$, $lg N_{\text{сум}}$ и $lg N_6$ нормально распределенными, получим следующее выражение для дисперсии величин логарифма среднего срока службы:

$$S_{lg T}^2 = S_{lg \bar{N}_{\text{сум}}}^2 + S_{lg N_{\text{сум}}}^{*2} + S_{lg N_6}^2, \quad (54)$$

где $S_{lg N_6}^2$ — среднее квадратичное отклонение числа циклов в программном блоке.

Величина $S_{lg N_{\text{сум}}}^*$ является стандартным отклонением логарифма долговечности при программных испытаниях с соответствующей формой блока, характеризующим рассеивание долговечности вокруг среднего значения $\bar{N}_{\text{сум}}$ в пределах группы идентичных по размеру деталей из металла одной плавки, и учитывает статистическую природу процесса усталости (см. первую группу факторов в разд. I данной главы).

Согласно работе [58], в первом приближении величина $S_{lg N_{\text{сум}}}^*$ может быть охарактеризована функцией

$$S_{lg N_{\text{сум}}}^* = v_{lg N_{\text{сум}}}^* \overline{lg N_{\text{сум}}} = \overline{lg N_{\text{сум}}} (0,0065 \overline{lg N_{\text{сум}}} - 0,01), \quad (55)$$

где $\bar{N}_{\text{сум}} = N_6 \bar{T}$, причем при логарифмически нормальном законе распределения долговечности с достаточной для практики точностью можно принять $lg \bar{N}_{\text{сум}} = \overline{lg N_{\text{сум}}} + 1,15 S_{lg N_{\text{сум}}}^2$.

Проведенные вычисления значений, определяющих дисперсию величины логарифма среднего срока службы деталей, позволили в окончательном виде записать

$$S_{lg T}^2 = \sqrt{0,19 m^2 (v_{\bar{\sigma}_{-1d}}^2 + v_{\sigma_a}^2 + v_{\sigma_a}^2) S_{lg N_6}^2 + S_{lg N_{\text{сум}}}^{*2}}. \quad (56)$$

Таким образом, по указанным величинам среднего значения и дисперсии, в предположении справедливости логарифмически нормального распределения долговечности, можно найти долговечность, соответствующую заданной доверительной вероятности разрушения,

$$\lg T_{\text{разр.}P} = \lg \bar{T} + u_p S_{\lg T}, \quad (57)$$

где u_p — квантиль нормального распределения, соответствующий доверительной вероятности разрушения P , %.

Этот метод расчета оценки вероятности разрушения при ограниченной долговечности хорошо оправдывает себя при сравнительных оценках различных технологических, конструктивных и эксплуатационных вариантов деталей и узлов конструкций.

3. РАСЧЕТ НА УСТАЛОСТЬ ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОЙ НАГРУЖЕННОСТИ И БОЛЬШОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ

В данном случае взаимное расположение амплитуд нагрузок и распределение пределов выносливости деталей таково, что лишь весьма малая часть амплитуд нагрузок превышает среднее значение предела выносливости детали $\sigma_{-1д}$, а подавляющая часть амплитуд нагрузок лежит ниже этого значения. Такое расположение амплитуд нагрузок для оценки долговечности деталей по линейной или каким-либо другим аналогичным гипотезам накопления повреждений требует экстраполяции исходной кривой усталости и процесса повреждения в области ниже предела усталости и ограничения этой области снизу. Поэтому в данном случае более приемлемы методы, основанные на учете постепенного снижения предела выносливости деталей вследствие действия перегрузочных циклов, т. е. методы, основанные на проведении расчета в напряжениях [57, 58].

При расчете этими методами оцениваются перегрузки, возникающие когда блок амплитуд напряжений превышает величину $\sigma_{-1д}$ детали. Данные перегрузки приводят с усталостному повреждению металла и, как следствие, к снижению предела выносливости детали.

В работах [23, 24, 57] приведены исследования по влиянию предварительного циклического нагружения на величину предела выносливости образцов. Согласно экспериментальным данным, величина предела выносливости образцов, подверженных циклическим деформациям, может быть представлена в следующем виде:

$$\sigma_{-1\text{пов}} = \sigma_{-1\text{исх}} \left[1 - \frac{n_n}{N_n} k \left(\frac{\sigma_a}{\sigma_{-1\text{исх}}} - 1 \right) \right], \quad (58)$$

где $\sigma_{-1\text{пов}}$ — предел выносливости образцов, подверженных предварительным циклическим нагружениям при амплитуде напряжений σ_n до числа циклов n_n ;
 $\sigma_{-1\text{исх}}$ — предел выносливости исходных образцов, не подвергавшихся предварительным циклическим нагружениям;

σ_a — амплитуда напряжений;

n_n — пройденное число циклов при амплитуде напряжений σ_n ;

N_n — число циклов по исходной кривой усталости, соответствующее амплитуде напряжений σ_n ;

k — коэффициент, характеризующий чувствительность материала к абсолютным размерам и к концентрации напряжений, для легированных сталей равен 1,8.

Примем пока, что предел выносливости образцов имеет фиксированное значение σ_{-1} и обозначим через n_p отношение $(\sigma_{-1}/\sigma_a)_p$, назвав его предельным коэффициентом нагруженности;

$$n_p = (\sigma_{-1}/\sigma_a)_p.$$

Название этого коэффициента обусловлено следующим его свойством: при $\frac{\sigma_{-1}}{\sigma_a} < n_p$ характерно усталостное разрушение до окончания срока эксплуатации $N_{\text{сум}}$ (здесь $N_{\text{сум}}$ — суммарное число циклов за весь срок эксплуатации), а при $\frac{\sigma_{-1}}{\sigma_a} > n_p$ разрушений не будет и коэффициент характеризует долговечность конструкции. С практической точки зрения величину n_p наиболее удобно определять табличным методом последовательных приближений, приведенным в работах [57, 58].

Для этого блок напряжений следует расположить в порядке убывания амплитуд, что, как показывают расчеты, приводит лишь к незначительной погрешности в определении усталостного повреждения. При этом блок напряжений заменяют ступенчатой функцией со ступенями $(\sigma_i n_i)$ ($i=1, 2, \dots, r$; $\sum n_i = N_{\text{сум}}$), причем количество циклов повторяемости данной ступени относят к ее правой границе, что также обеспечивает отнесение погрешности в безопасную сторону.

В главе II было установлено, что амплитуды нагрузок, действующие на шасси транспортных самолетов в эксплуатации и приведенные к симметричному циклу, распределены по экспоненциальному закону. Поэтому расчет предельного коэффициента нагруженности n_p , базирующийся на табличном методе последовательных приближений (табл. 61 и 62), был выполнен для случая действия блока амплитуд напряжений, подчиняющегося экспоненциальному закону, с функцией распределения

$$F(\sigma_{a_i}) = 1 - e^{-a\sigma_{a_i}}.$$

Здесь параметр a связан со средней амплитудой блока σ_a соотношением $\sigma_a = 1/a$ и соответствует накопленной частоте $F_3(\sigma_a) = 0,632$.

Следует отметить, что описанная ниже методика может быть использована для любого закона распределения амплитуд напряжений.

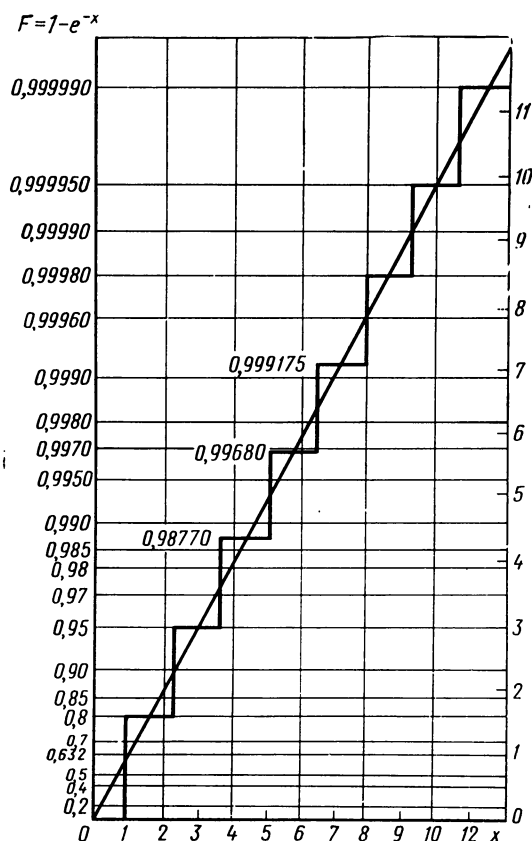


Рис. 69. Аппроксимация экспоненциального распределения ступенчатым законом распределения

Если построить функцию распределения амплитуд нагрузок в зависимости от относительных амплитуд $x_i = a\sigma_{a_i} = \sigma_{a_i}/\bar{\sigma}_a$, то получим обычную табулированную функцию. Дальнейшая ступенчатая аппроксимация позволяет получить относительное число циклов $\tilde{n}_i$ (по отношению к $N_{\text{сум}}$), соответствующее уровню относительных амплитуд x_i .

В этом случае функция распределения относительных амплитуд напряжений (рис. 69) выражается прямой линией, проходящей через начало координат и точку с абсциссой $\bar{\sigma}_{a_i} = \bar{\sigma}_a = 1/a$ и ординатой $F(\sigma_{a_i}) = 0,632$.

Т а б л и ц а 61

Определение коэффициента n_p нижнего звена шлиц-шарнира методом последовательных приближений

$m = 4,81;$		$N_{\text{сум}} = 13,9 \cdot 10^6;$		$N_0 = 2,5 \cdot 10^6; kN_{\text{сум}}/N_0 = 10$			
$x_i = \sigma_{a_i}/\sigma_a$	12	10,7	9,28	7,88	6,5	5,1	3,71
n_i	10^{-5}	$4 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$6,25 \cdot 10^{-3}$	$2,37 \cdot 10^{-3}$	$9,1 \cdot 10^{-3}$	$3,77 \cdot 10^{-2}$
kn_i/N_0	10^{-4}	$4 \cdot 10^{-4}$	$1,5 \cdot 10^{-3}$	$6,25 \cdot 10^{-2}$	$2,37 \cdot 10^{-2}$	$9,1 \cdot 10^{-2}$	$3,77 \cdot 10^{-1}$
							2,32
							0,9
							0,0992
							0,4065
							0,992
							4,065
$n_p = 4,6$							
<i>Разрушение</i>							
$\sigma_{a_i}/x_0 = x_i/n_p$	2,61	2,33	2,02	1,71	1,41	1,11	0,81
$\zeta_i = \frac{\sigma_{a_i}}{x_{i-1}} = \frac{\sigma_{a_i}/x_0}{x_{i-1}/x_0}$	2,61	2,36	2,11	1,90	1,788	2,022	
$f_i = \zeta_i^m (\zeta_i - 1)$	161	92,35	40,07	19,8	12,84	29,94	
$y_i = n_i k f_i / N_0$	0,016	0,0329	0,0601	0,12375	0,304	2,725	
$1 - y_i = x_i/x_{i-1}$	0,994	0,9671	0,9400	0,87625	0,696		
$x_i/x_0 = \frac{x_{i-1}}{x_0} \frac{x_i}{x_{i-1}}$	0,984	0,9554	0,900	0,7886	0,549		
$n_i/N_i = y_i/k (\zeta_i - 1)$	<1	<1	<1	<1	<1	>1 «P»	
							0,50
							0,196

$m = 4,81$; $N_{\text{сум}} = 13,9 \cdot 10^6$; $N_0 = 2,5 \cdot 10^6$; $kN_{\text{сум}}/N_0 = 10$

	$n_p = 4,8$						<i>Разрушение</i>			
	2,5	2,23	1,93	1,642	1,354	1,063	0,773	0,481	0,188	
σ_{a_i}/x_0	2,5	2,23	1,93	1,642	1,354	1,063	0,773	0,481	0,188	
ζ_i	2,5	2,26	2,005	1,781	1,592	1,439	1,359	2,070		
f_i	123	63,63	29,00	12,419	5,547	2,524	1,569	36,83		
y_i	0,0123	0,0255	0,0420	0,0776	0,13146	0,2297	0,5915	36,54		
$1 - y_i$	0,9877	0,9745	0,9580	0,9224	0,9695	0,7703	0,4095			
x_i/x_0	0,9977	0,9625	0,9221	0,8505	0,7387	0,569	0,2324			
n_i/N_i	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1	>1 «P»		

Нет разрушения

	$n_p = 5,0$						<i>Нет разрушения</i>			
	2,4	2,14	1,856	1,576	1,30	1,02	0,742	0,462	0,18	
σ_{a_i}/x_0	2,4	2,14	1,856	1,576	1,30	1,02	0,742	0,462	0,18	
ζ_i	2,4	2,16	1,9095	1,6727	1,4525	1,2192	0,934			
f_i	94,22	46,98	20,446	8,0186	2,720	0,5597				
y_i	0,00942	0,0188	0,0307	0,0501	0,0645	0,05093				
$1 - y_i$	0,9906	0,9812	0,9693	0,9499	0,9355	0,94907				
x_i/x_0	0,9906	0,9720	0,9422	0,8950	0,8373	0,7947				
n_i/N_i	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1 «HP»			

Т а б л и ц а 62

Определение коэффициента n_p узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора методом последовательных приближений

$m = 7;$		$N_{\text{сум}} = 50\,000 \cdot 208 = 104 \cdot 10^6;$				$N_0 = 5,309 \cdot 10^6;$				$k N_{\text{сум}}/N_0 = 3,526$			
$x_i = \sigma_{a_i}/\bar{\sigma}_a$	12	10,7	9,28	7,88	6,5	5,1	3,71	2,32					
n_i	10^{-5}	$4 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$6,25 \cdot 10^{-4}$	$2,37 \cdot 10^{-3}$	$9,1 \cdot 10^{-3}$	$3,77 \cdot 10^{-2}$	0,0992					
$k n_i/N_0$	$3,526 \cdot 10^{-5}$	$1,41 \cdot 10^{-4}$	$5,289 \cdot 10^{-4}$	$2,204 \cdot 10^{-3}$	$8,357 \cdot 10^{-3}$	$3,209 \cdot 10^{-2}$	$1,33 \cdot 10^{-1}$	0,34978					

$n_p = 5,0$		Разрушение							
$\sigma_{a_i}/x_0 = x_i/n_p$	2,4	2,14	1,856	1,576	1,3	1,02	0,742		
$\zeta_i = \frac{\sigma_{a_i}}{x_{i-1}} = \frac{\sigma_{a_i}/x_0}{x_{i-1}/x_0}$	2,4	2,1895	1,9789	1,7906	1,6461	1,5914	2,2689		
$f_i = \zeta_i^m (\zeta_i - 1)$	641,9	286,7	116,5	46,58	22,54	15,26	392,59		
$y_i = n_i k f_i/N_0$	0,02263	0,0404	0,0616	0,1027	0,1884	0,4898	52,215		
$1 - y_i = x_i/x_{i-1}$	0,9774	0,9596	0,9384	0,8973	0,8116	0,5102			
$x_i/x_0 = \frac{x_{i-1}}{x_0} \frac{x_i}{x_{i-1}}$	0,9774	0,9379	0,88014	0,7897	0,640959	0,3270			
$n_i/N_i = y_i/k (\zeta_i - 1)$	<1	<1	<1	<1	<1	<1	>1 «P»		

$$kN_{\text{сум}}/N_0 = 3,526$$

$$N_0 = 5,309 \cdot 10^6;$$

$$N_{\text{сум}} = 50\,000 \cdot 208 = 104 \cdot 10^6;$$

$$m = 7;$$

Разрушение

$$n_p = 5,02$$

σ_{a_i}/x_0	2,3904	2,1315	1,8486	1,5697	1,2948	1,0159	0,7390	0,4601
ζ_i	2,3904	2,179	1,9661	1,7722	1,6125	1,4790	1,412114	2,2738
f_i	619,3	275,18	109,75	42,386	17,31	7,42	4,61	400,6
y_i	0,0218	0,0388	0,058	0,0934	0,1446	0,2381	0,6133	140,1
$1-y_i$	0,9782	0,9612	0,942	0,9066	0,8554	0,7619	0,3867	
x_i/x_0	0,9782	0,9402	0,8857	0,8029	0,6868	0,5233	0,2024	
n_i/N_i	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1	>1 «P»

Нет разрушения

$$n_p = 5,03$$

σ_{a_i}/x_0	2,3856	2,1272	1,8449	1,5666	1,2922	1,0139	0,7375	0,4592
ζ_i	2,3857	2,1739	1,9599	1,7637	1,5969	1,4442	1,2917	1,0449
f_i	610,3	269,64	106,74	40,39	15,84	5,82	1,7539	0,061
y_i	0,0215	0,038	0,0564	0,0890	0,1324	0,1867	0,2333	0,0213
$1-y_i$	0,9785	0,962	0,9436	0,911	0,8676	0,8133	0,7667	
x_i/x_0	0,9785	0,9413	0,8882	0,8091	0,702	0,5709	0,4377	
n_i/N_i	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1 «НР»

Тогда число циклов действия n_i амплитуд σ_{a_i} можно определить по соотношению

$$n_i = N_{\text{сум}} \tilde{n}_i = \tilde{n}_i (k N_{\text{сум}} / N_0),$$

где $N_{\text{сум}}$ — общее число циклов для расчетного случая;
 N_0 — точка перелома кривой выносливости детали;
 k — коэффициент, зависящий от материала и равный 1,8 для легированных сталей (53).

В дальнейшем будем предполагать, что величины амплитуд напряжений последовательно убывают начиная с самого высокого значения амплитуды σ_{a_i} . Это предположение дает некоторую погрешность в сторону безопасности, однако согласно работе [57] эта погрешность весьма мала.

Кроме того, полагаем, что дальнейшее снижение предела выносливости предварительно поврежденного материала от приложения последующих ступеней нагружения подчиняется закономерностям, учтенным в уравнении (53).

Допустим, что действует амплитуда наибольших нормальных напряжений $\sigma_{a \max} = \sigma_{a_1} > \sigma_{-1}$. В этом случае, в результате действия 1-й ступени нагружения, длительностью n_1 , получится некоторое снижение предела выносливости

$$\sigma_{-1n_1} = \sigma_{-1\text{исх}} \left[1 - \frac{n_1}{N_1} k \left(\frac{\sigma_{a_1}}{\sigma_{-1\text{исх}}} - 1 \right) \right].$$

Действие 2-й ступени нагружения вызовет новое снижение предела выносливости, в результате чего

$$\sigma_{-1n_2} = \sigma_{-1n_1} \left[1 - \frac{n_2}{N_2} k \left(\frac{\sigma_{a_2}}{\sigma_{-1n_1}} - 1 \right) \right].$$

После действия i -й ступени нагружения длительностью n_i снижение предела выносливости материала составит

$$\sigma_{-1n_i} = \sigma_{-1n_{i-1}} \left[1 - \frac{n_i}{N_i} k \left(\frac{\sigma_{a_i}}{\sigma_{-1n_{i-1}}} - 1 \right) \right]. \quad (59)$$

Для упрощения записей обозначим величину предела выносливости поврежденного материала после действия i -й ступени нагружения σ_{-1n_i} через x_i ; отношение амплитуды напряжения i -й ступени к пределу выносливости, полученному после действия $(i-1)$ -й ступени, σ_{a_i}/x_{i-1} через ξ_i , а число циклов N_i , соответствующее амплитуде σ_{a_i} по кривой усталости, после приложения $(i-1)$ -й ступени нагружения, выразим через

функцию кривой усталости

$$N_i = N_0 (x_{i-1}^m / \sigma_{a_i}^m),$$

где m — показатель наклона левой ветви кривой усталости;
 N_0 — точка перелома кривой усталости.

При этом величины m и N_0 полагаем постоянными.

Принятые обозначения позволяют записать выражение (59) в следующем виде:

$$\frac{x_i}{x_{i-1}} = 1 - \frac{n_i}{N_0} k \zeta_i^m (\zeta_i - 1) = 1 - f_i \frac{n_i k}{N_0},$$

где

$$f_i = \zeta_i^m (\zeta_i - 1);$$

$$\frac{n_i k}{N_0} = \tilde{n}_i \frac{k N_{\text{сум}}}{N_0}.$$

Затем в первом приближении выбираем какое-либо значение n_p и по вышеприведенным формулам определяем, есть ли разрушение при выбранном значении n_p . Пример определения n_p , из которого хорошо видна последовательность вычисления, приведен в табл. 61, 62.

При определенном взаимном расположении блока амплитуд нагрузок и функции плотности распределения пределов выносливости деталей могут встретиться два случая:

1) при некотором i отмечается $\zeta_i < 1$, что означает отсутствие разрушения;

2) при некотором i окажется $n_i/N_i > 1$ при условии $\zeta_i > 1$, что означает разрушение.

Из предыдущих рассуждений легко убедиться, что для одного вида закона распределения амплитуд напряжений предельный коэффициент нагруженности n_p будет зависеть только от величин $k N_{\text{сум}}/N_0$; m и v_{σ_α} . С изменением формы блока конкретные выражения и процедура вычислений для n_p и n_0 будут несколько видоизменяться, хотя их смысл будет оставаться прежним (здесь n_0 — предельный коэффициент нагруженности по средним). Поэтому все указанные вычисления, выполняемые методом последовательных приближений, можно проделать заранее и представить их в виде номограмм.

В работе [57] были проведены такие вычисления и построена номограмма для нормального закона распределения амплитуд напряжений.

Поскольку нагрузки, действующие на шасси транспортных самолетов в эксплуатации (см. гл. II), подчиняются экспоненциальному закону распределения, то в данном случае значение

предельного коэффициента нагруженности n_p также было определено заранее и построена номограмма для экспоненциального закона распределения блока амплитуд напряжений.

Расчеты предельного коэффициента нагруженности n_p , проведенные для сокращения времени на ЭВМ «Урал-4», осуществлялись в интервале значений показателя наклона левой ветви кривой усталости m от 1 до 30 с шагом, равным 1. Значения параметра $z = kN_{\text{сум}}/N_0$ изменялись от 1 до 10^5 .

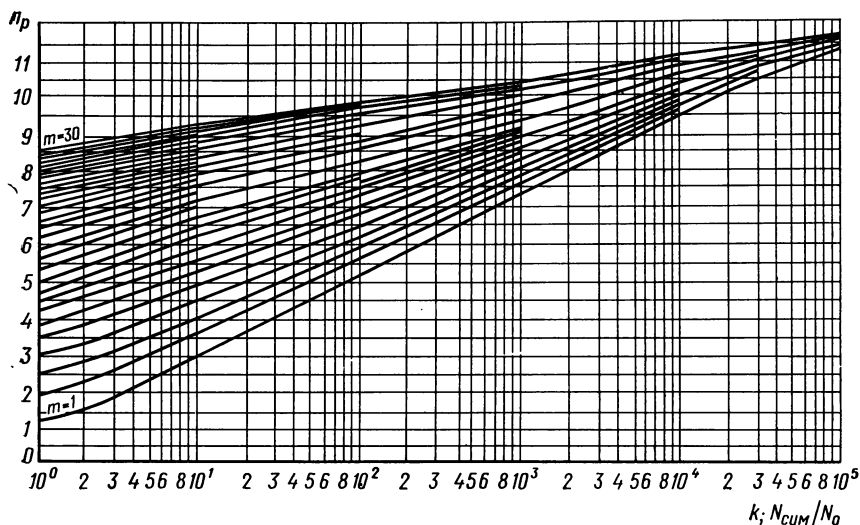


Рис. 70. Номограмма для определения предельного коэффициента нагруженности n_p в случае экспоненциального закона распределения нагрузок

Полученная в полулогарифмических координатах номограмма приведена на рис. 70. Как видно из рис. 70, номограмма, построенная в координатах $n_p, \lg(kN_{\text{сум}}/N_0)$, может быть аппроксимирована прямыми линиями при различных значениях показателя наклона левой ветви кривой усталости m .

Для возможности определения n_p аналитическим путем была произведена линеаризация номограммы. Это позволило определить значение предельного коэффициента нагруженности по следующей формуле:

$$n_p = a + b \lg(kN_{\text{сум}}/N_0), \quad (60)$$

где a и b — параметры, зависящие от показателя наклона левой ветви кривой усталости m .

Значения параметров a и b для различных интервалов величины $z = kN_{\text{сум}}/N_0$ и показателя m приведены в табл. 63.

Предполагая в первом приближении [57], что величины предела выносливости деталей $\sigma_{-1д}$ и средних амплитуд напряже-

Параметры a и b , зависящие от m

m	$z_1=k \times \frac{\times N_{\text{сум}}}{N_0} = 1,0 \div 9,0$		$z_2=k \times \frac{\times N_{\text{сум}}}{N_0} = 10,0 \div 90,0$		$z_3=k \times \frac{\times N_{\text{сум}}}{N_0} = 100,0 \div 900,0$		$z_4=k \times \frac{\times N_{\text{сум}}}{N_0} = 1000,0 \div 9000,0$		$z_5=k \times \frac{\times N_{\text{сум}}}{N_0} = 10000,0 \div 90000,0$	
	a_1	b_1	a_2	b_2	a_3	b_3	a_4	b_4	a_5	b_5
1	1,841	1,165	2,140	1,022	2,236	0,834	2,072	1,363	1,727	2,767
2	1,709	1,863	1,953	1,658	2,146	1,313	1,993	1,791	1,622	3,298
3	1,523	2,504	1,851	2,212	2,031	1,857	1,904	2,254	1,526	3,795
4	1,444	3,032	1,738	2,745	1,919	2,391	1,809	2,736	1,402	4,422
5	1,365	3,510	1,640	3,242	1,808	2,914	1,716	3,203	1,317	4,853
6	1,312	3,940	1,549	3,709	1,700	3,415	1,628	3,653	1,250	5,196
7	1,250	4,353	1,466	4,142	1,601	3,883	1,538	4,084	1,189	5,513
8	1,201	4,728	1,393	4,540	1,507	4,322	1,455	4,489	1,128	5,823
9	1,155	5,074	1,323	4,909	1,424	4,715	1,380	4,857	1,071	6,120
10	1,111	5,395	1,260	5,248	1,348	5,078	1,308	5,207	1,019	6,388
11	1,070	5,690	1,201	5,560	1,278	5,412	1,242	5,530	0,972	6,637
12	1,030	5,962	1,146	5,849	1,215	5,717	1,181	5,827	0,930	6,854
13	0,995	6,213	1,006	6,112	1,156	5,999	1,121	6,104	0,892	7,055
14	0,959	6,446	1,051	6,356	1,103	6,255	1,072	6,355	0,858	7,231
15	0,928	6,660	1,008	6,582	1,056	6,488	1,023	6,593	0,822	7,417
16	0,896	6,860	0,969	6,789	1,011	6,707	0,980	6,808	0,794	7,571
17	0,866	7,046	0,933	6,981	0,969	6,910	0,939	7,008	0,772	7,691
18	0,838	7,219	0,898	7,161	0,932	7,097	0,902	7,193	0,753	7,799
19	0,813	7,379	0,868	7,325	0,896	7,272	0,867	7,366	0,737	7,892
20	0,789	7,530	0,838	7,482	0,865	7,430	0,834	7,527	0,725	7,970
21	0,765	7,671	0,810	7,626	0,833	7,584	0,805	7,671	0,715	8,033
22	0,744	7,802	0,784	7,763	0,805	7,725	0,776	7,813	0,707	8,084
23	0,722	7,927	0,761	7,889	0,779	7,854	0,750	7,947	0,698	8,146
24	0,703	8,044	0,738	8,008	0,754	7,978	0,726	8,065	0,691	8,195
25	0,685	8,154	0,717	8,122	0,731	8,094	0,703	8,185	0,685	8,236
26	0,666	8,258	0,696	8,228	0,708	8,209	0,683	8,286	0,678	8,284
27	0,649	8,357	0,676	8,331	0,689	8,306	0,663	8,386	0,669	8,338
28	0,633	8,450	0,659	8,425	0,667	8,410	0,644	8,486	0,661	8,394
29	0,618	8,538	0,641	8,515	0,651	8,497	0,626	8,575	0,653	8,442
30	0,604	8,622	0,625	8,602	0,633	8,587	0,611	8,656	0,647	8,485

ний $\bar{\sigma}_a$ распределены по нормальному закону с параметрами $\bar{\sigma}_{-1д}$ и $\bar{\sigma}_a$, $S_{\bar{\sigma}_{-1д}}$ и $S_{\bar{\sigma}_a}$ соответственно, запишем:

— условие прочности детали $\frac{\sigma_{-1д}}{\bar{\sigma}_a} > n_p$ или $\sigma_{-1д} - n_p \bar{\sigma}_a > 0$;

— условие разрушения детали, позволяющее перейти к вероятностной оценке:

$$M = \sigma_{-1д} - n_p \bar{\sigma}_a < 0.$$

В силу принятых допущений, величина M является также нормально распределенной случайной величиной, имеющей следующие параметры распределения:

$$\bar{M} = \bar{\sigma}_{-1д} - n_p \bar{\sigma}_a; \quad S_M^2 = S_{\bar{\sigma}_{-1д}}^2 + n_p^2 S_{\bar{\sigma}_a}^2. \quad (61)$$

Вероятность разрушения деталей определяется из соотношения

$$M_p = \bar{M} + u_p S_M = 0, \quad (62)$$

где u_p — квантиль нормального распределения, отвечающий доверительной вероятности разрушения P .

Подставляя выражения (61) в уравнение (62), можно выразить квантиль нормального распределения как

$$u_p = - \frac{\bar{M}}{S_M} = - \frac{n_0 - n_p}{\sqrt{n_0^2 v_{\sigma_{-1d}}^2 + n_p^2 v_{\sigma_a}^2}}, \quad (63)$$

где $n_0 = \bar{\sigma}_{-1d} / \bar{\sigma}_a$ — предельный коэффициент нагруженности по средним значениям предела выносливости и средним значениям средних амплитуд блока; $\bar{\sigma}_{-1d}$ — среднее значение предела выносливости деталей; $\bar{\sigma}_a$ — среднее значение средних амплитуд блока.

Выражение (63) может быть представлено в более удобном виде:

$$u_p = - \frac{\tilde{n} - 1}{\sqrt{\tilde{n}^2 v_{\sigma_{-1d}}^2 + v_{\sigma_a}^2}}, \quad (64)$$

где $\tilde{n} = n_0 / n_p$ — относительный (или условный) коэффициент запаса.

Таким образом, определение вероятности разрушения при нестационарных напряжениях, лежащих в основном ниже предела выносливости, сводится к следующему.

По заданным величинам k , $N_{\text{сум}}$, N_0 , v_{σ_a} и m определяется величина предельного коэффициента нагруженности n_p . Далее по известным величинам $\bar{\sigma}_a$, $S_{\bar{\sigma}_a}$, $\bar{\sigma}_{-1d}$, $S_{\bar{\sigma}_{-1d}}$ и n_p определяются значения $v_{\sigma_{-1d}}$, $v_{\bar{\sigma}_a}$, n_0 , $\tilde{n}$ и вычисляется квантиль u_p . По табулированной функции нормального распределения и по найденному квантилю u_p определяется доверительная вероятность разрушения P , %.

Процедура определения коэффициента n_p при помощи номограммы сводится к следующему: задавая определенным значением долговечности детали (например, в посадках), по формуле (60) найдем долговечность детали в циклах, далее определим значение параметра $z = k N_{\text{сум}} / N_0$ и по известным величинам показателя m и параметра z установим по номограмме величину предельного коэффициента нагруженности n_p .

Для определения коэффициента n_p можно воспользоваться также формулой (60) и табл. 63.

ГЛАВА VII

ПРИМЕРЫ ВЕРОЯТНОСТНОЙ ОЦЕНКИ РЕСУРСА ЭЛЕМЕНТОВ ШАССИ САМОЛЕТОВ

Опыт эксплуатации транспортных самолетов показывает, что эксплуатационная надежность взлетно-посадочных устройств с точки зрения прочности ниже эксплуатационной надежности других силовых агрегатов конструкции самолетов.

Большое количество отказов шасси и относительно малый налет на отказ являются следствием тяжелых условий эксплуатации и повышенного уровня переменных нагрузок, действующих на шасси при взлете, посадке и рулении. Применяемые для изготовления деталей и узлов силовой конструкции шасси высокопрочные стали 30ХГСНА и ЭИ643 имеют существенное рассеивание характеристик выносливости и повышенную чувствительность к концентрации напряжений. К тому же значительное количество соединений элементов силовой конструкции шасси выполнено с помощью сварки, существующая технология и методы контроля которой не исключают поступления в эксплуатацию некачественно изготовленных стоек шасси.

Надежность и долговечность стоек шасси во многом зависят от силовых шарнирно-болтовых соединений, широко представленных в различных конструкциях шасси. Усталостные повреждения шарнирно-болтовых соединений обусловлены рядом перечисленных эксплуатационных и конструктивно-технологических факторов, создающих сложное напряженное состояние в проушинах соединения. Как установлено в гл. I, наиболее распространенными видами отказов шасси в эксплуатации являются разрушения и трещины.

Разносторонние исследования взлетно-посадочных устройств самолетов и данные эксплуатационной нагруженности, позволили разработать общую методику применения вероятностно-статистических методов расчета на долговечность, которая представлена далее на примере расчета долговечности основной стойки шасси транспортного самолета.

При применении данных методов первоначально выявляют

детали и сечения, определяющие долговечность агрегата или изделия. Для этого методом тензометрии, поляризационно-оптическим методом или каким-либо другим исследуют напряженное состояние деталей, устанавливая достоверные значения напряжений в рассчитываемых сечениях. Затем, применяя изложенные в гл. VI вероятностные методы расчета, находят функции распределения долговечности отдельных деталей и далее по характеристикам выносливости отдельных деталей оценивают долговечность изделия в целом.

1. ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ШАССИ

Перед непосредственным расчетом основной стойки шасси необходимо выявить опасные с точки зрения усталости детали и сечения деталей, так как они определяют долговечность стойки. Для этого было проведено исследование напряженного состояния нижнего звена шлиц-шарнира основной стойки шасси транспортного самолета (рис. 71), позволившее установить места повышенной концентрации напряжений в шлиц-шарнире. Концентрация напряжений в деталях обычно возникает в местах галтельных переходов, ступенчатых выточек, проушин и других элементов, поэтому исследование нижнего звена шлиц-шарнира показано на примере анализа концентрации напряжений в галтельных переходах и проушинах.

Анализ концентрации напряжений проводили методом проволочной тензометрии. Причем были использованы натурные шлиц-шарниры, а в результаты измерений вносили поправки, учитывающие осреднение напряжений.

При проведении исследования шлиц-шарнира применяли два типа тензорезисторов. В зонах шлиц-шарнира, имеющих большие радиусы закруглений и достаточные площади (рис. 72, а), использовали фольговые тензорезисторы 2ФКПА-5-100ХВ с базой 5 мм. В галтелях малого радиуса и на площадках с большим поперечным градиентом напряжений (см. рис. 72, а, б) использовали тензорезисторы МПБ-1 с чувствительным элементом из литого микропровода. База тензорезистора МПБ-1 равнялась 1 мм.

Вычисления напряжений в материале шлиц-шарнира основывались на данных предварительной тарировки тензорезисторов. Тарировка принятых тензорезисторов была выполнена на образце, размеры и конструкцию которого выбирали так, чтобы исключить влияние захватов и максимально уменьшить изгибающий момент. Снятие внутренних напряжений в образце было обеспечено отжигом.

Сопротивления тензорезисторов на тарировочном образце и на исследуемом звене шлиц-шарнира измеряли при помощи

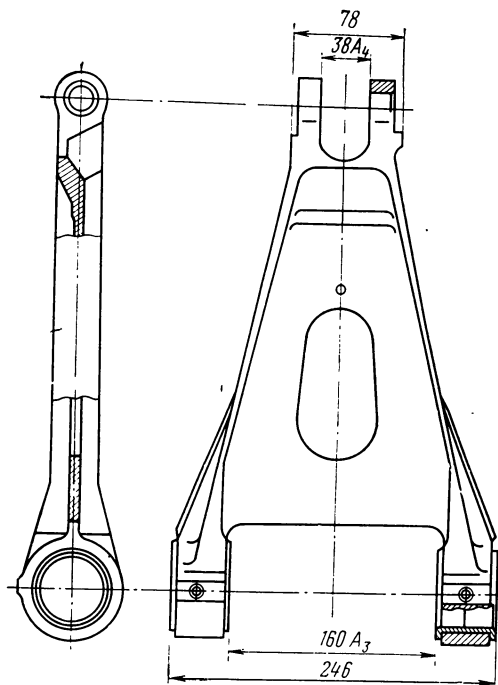


Рис. 71. Нижнее звено шлиц-шарнира основной стойки шасси транспортного самолета

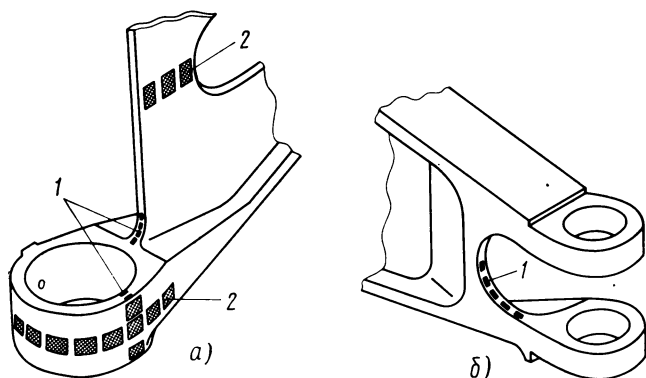


Рис. 72. Расположение тензорезисторов на нижнем звене шлиц-шарнира основной стойки шасси:

а — на большой пружине; б — на малой пружине; 1 — тензорезисторы МПБ-1; 2 — тензорезисторы 2ФКПА-5-100ХВ.

прибора автоматического измерения деформаций для статических нагрузок АИД-1.

При исследовании напряженного состояния деталей в лабораторных условиях необходимо, чтобы выбранная схема нагружения соответствовала натурным условиям эксплуатации. По-

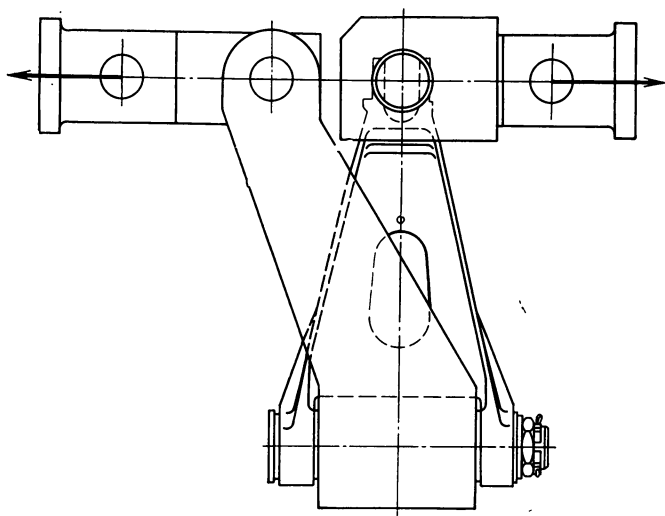


Рис. 73. Схема специального приспособления для испытания нижнего звена шлиц-шарнира основной стойки шасси

этому на основе схемы нагружения звеньев шлиц-шарнира в эксплуатации (см. рис. 75), было спроектировано специальное испытательное приспособление (рис. 73), позволяющее получить загрузку звена, приближающуюся к эксплуатационной. Испытательное приспособление закрепляли в захватах гидравлической разрывной машины ГРМ-1. Измерения напряжений в испытываемом звене производили на нескольких уровнях нагрузки с изменением силы $P_{\text{ж}}^z$ от 0 до $8 \cdot 10^3$ кгс через $2 \cdot 10^3$ кгс. По показаниям тензодатчиков были рассчитаны напряжения в рассматриваемых точках и построены эпюры напряжений в исследуемых зонах нижнего звена шлиц-шарнира (рис. 74).

По результатам исследования напряженного состояния нижнего звена шлиц-шарнира в галтельных переходах и проушинах были определены места наибольшей концентрации напряжений, которыми являются галтельный переход между малыми проушинами (см. рис. 74, в, точки 2, 3) и галтель большой проушины (см. рис. 74, б, точки 7,8).

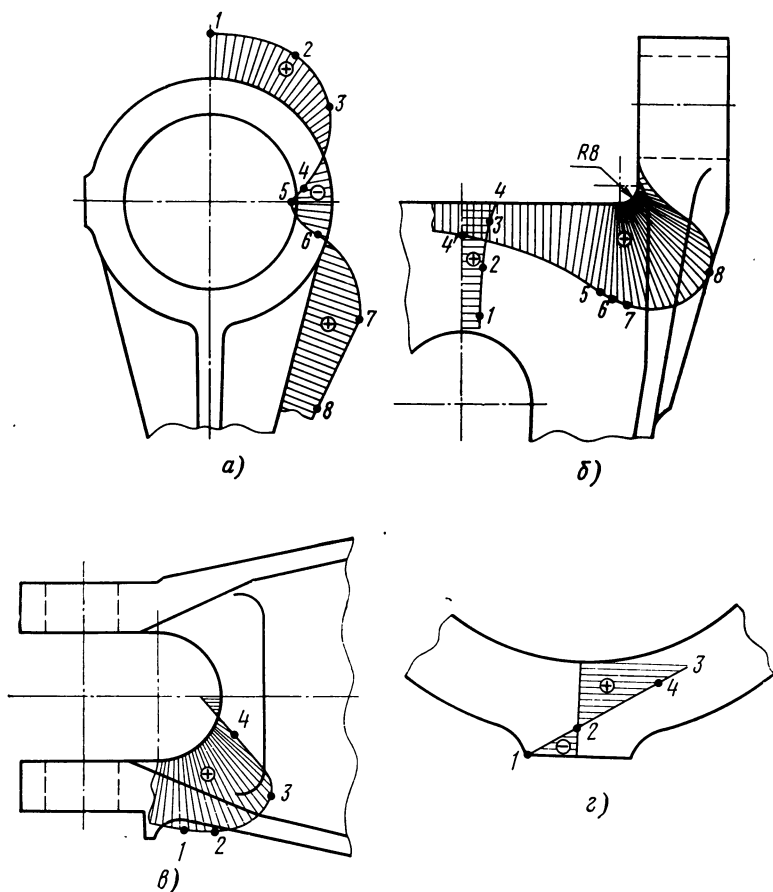


Рис. 74. Эпюры напряжений в нижнем звене шлиц-шарнира основной стойки шасси:

а — по периметру большой проушины; *б* — в галтели большой проушины; *в* — по галтельному переходу между малыми проушинами; *г* — по поперечной оси большой проушины.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ШАССИ

Определение долговечности конструктивных элементов шасси вероятностными методами расчета показано на примере определения параметров функций распределения долговечности нижнего звена шлиц-шарнира и узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора основной стойки шасси транспортного самолета А.

Конструктивно шлиц-шарнир основной стойки шасси выполнен из двух звеньев: верхнего, прикрепленного к цилиндру амортизатора, и нижнего, соединенного с поршнем амортизатора. Звенья шлиц-шарнира, расположенные в плоскости, проходящей через ось стойки шасси, обеспечивают возвратно-поступательное движение поршня амортизатора и препятствуют повороту поршня вокруг продольной оси цилиндра.

Звенья шлиц-шарнира включаются в работу только при действии на основную стойку шасси внешнего крутящего момента, поэтому расчетным для шлиц-шарнира является случай нагружения $M_{ш}$.

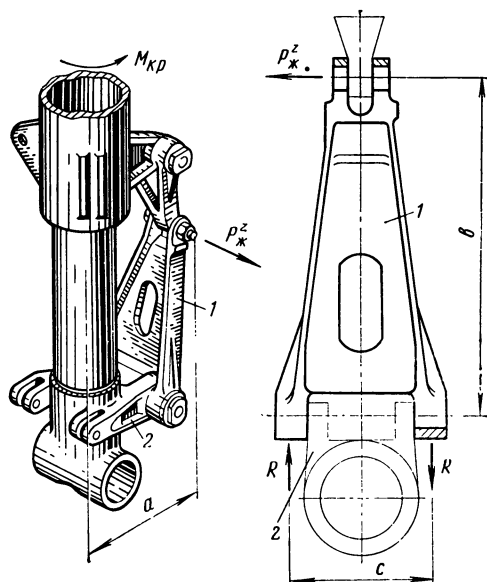


Рис. 75. Схема нагружения звеньев шлиц-шарнира основной стойки шасси:

1 — нижнее звено шлиц-шарнира; 2 — узел крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора; a , b , c — расчетные геометрические параметры ($a=428$ мм; $b=365$ мм; $c=200$ мм).

Момент $M_{кр}$, приложенный к концу поршня, трансформируется в пару сил на болтах и двух ушках узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира (рис. 75). Эта пара сил стремится повернуть нижнее звено шлиц-шарнира в его плоскости, чему препятствует момент от силы $P_{ж}^z$, развивающейся в шарнире, соединяющем верхнее и нижнее звенья шлиц-шарнира. В месте крепления основной стойки шасси на самолете пара сил окончательно уравнивается.

РАСЧЕТ НИЖНЕГО ЗВЕНА ШЛИЦ-ШАРНИРА

Для оценки долговечности нижнего звена шлиц-шарнира (рис. 76) в первую очередь на основе статического силового расчета была установлена зависимость усилия $P_{\text{ж}}^z$ от величины крутящего момента $M_{\text{кр}}$.

Повторяемость крутящего момента $M_{\text{кр}}$ была получена путем тензометрирования шлиц-шарнира за 15 взлето-посадок самолета и статистически обработана по методике, изложенной в гл. II.

Повторяемость амплитудных значений усилия $P_{\text{ж}}^z$ можно аппроксимировать двухпараметрическим экспоненциальным законом распределения $F(P_i) = 1 - e^{-a(P_i - b)}$. Как указано в гл. II, для упрощения расчетов удобнее от двухпараметрического закона распределения перейти к однопараметрическому закону: $F_{\text{пр}}(P_i) = 1 - e^{-aP_i}$, перейдя при этом от суммарного количества циклов $N_{\text{сум}}$ к приведенному значению суммарного количества циклов $N_{\text{сум.пр}}$ по формуле (10) получим $N_{\text{сум.пр}} = 199$ циклов. Среднее значение эквивалентной амплитуды усилия $P_{\text{ж}}^z$ определяем по следующей зависимости:

$$\bar{P}_{\text{а.экв}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \frac{1}{a_i} = 960 \text{ кгс.}$$

Все дальнейшие расчеты производятся в предположении, что основные растягивающие и изгибающие усилия возникают от силы $P_{\text{ж}}^z$.

Нижнее звено шлиц-шарнира изготовлено из высокопрочной стали 30ХГСНА со средним значением предела прочности $\sigma_{\text{в}} = 165 \text{ кгс/мм}^2$.

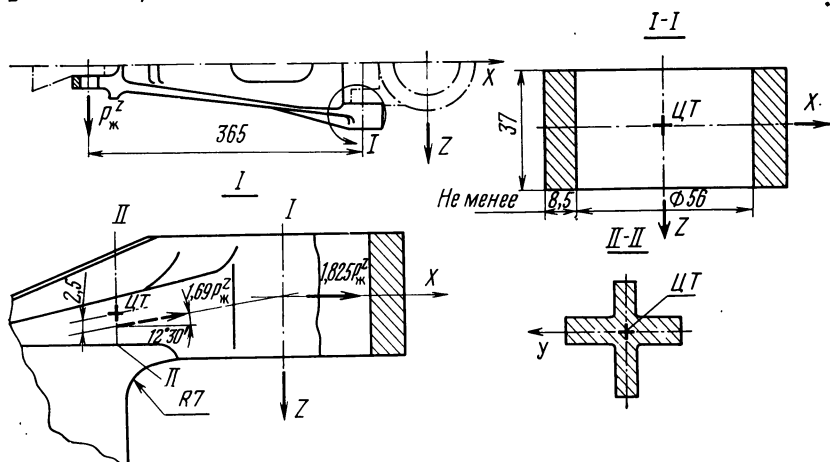


Рис. 76. Нижнее звено шлиц-шарнира основной стойки шасси транспортного самолета

В разд. 1 данной главы было исследовано напряженное состояние нижнего звена шлиц-шарнира и выявлены его наиболее слабые точки усталости. Поскольку характеристики выносливости этих участников шлиц-шарнира будут определять ресурс звена в целом, то именно эти места и следует подвергнуть проверочному расчету на долговечность.

Расчет большой проушины (см. сечение I—I на рис. 76) проводим методом, основанным на корректированной линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений (см. разд. 2 гл. VI).

Напряжения, возникающие в расчетных сечениях, определяем в зависимости от силы $P_{\text{ж}}^z$ на основе силового и поддетального расчетов на статическую прочность конструкции стойки шасси.

Номинальные напряжения, действующие в сечении I—I проушины:

$$\sigma_{a_i} = \frac{P_i}{F} = \frac{1,825P_{\text{ж}}^z}{2(8,5 \cdot 37)} = 0,0029P_{\text{ж}}^z,$$

где P_i — растягивающее усилие в сечении I—I проушины, кгс;
 F — площадь поперечного сечения I—I проушины, в мм².

Величину среднего значения предела выносливости большой проушины шлиц-шарнира принимаем равной пределу выносливости геометрически подобного типового образца проушины, определенного при испытаниях на усталость при растяжении с коэффициентом асимметрии цикла $r=0,2$ (см. разд. 3 гл. IV). Значение предела выносливости образцов проушин равно $\sigma_r = 18,0$ кгс/мм².

Приведя к симметричному циклу значение предела выносливости, получим $\sigma_{-1} = 7,2 + 0,3 \cdot 10,8 = 10,5$ кгс/мм². Нормальные напряжения, действующие в сечении I—I проушины, приведены к симметричному циклу по формуле

$$\sigma_{-1} = \sigma_a + \psi \sigma_m,$$

где ψ — коэффициент чувствительности материала к асимметрии цикла, равный для легированных сталей в растянутой зоне 0,3.

Полагая, что повреждающее действие оказывают только амплитуды порядка $\sigma_a > 0,6$ $\sigma_{-1\text{д}} = 6,3$ кгс/мм², по формуле (44) определим величину расчетной суммы относительных долговечностей a_r , порядок расчета которой приведен в табл. 64.

Абсцисса точки перелома и показатель наклона левой ветви кривой усталости (в уравнении $\sigma^m N = \text{const}$) получены при испытании образцов проушин на усталость (см. гл. IV) и равны $N_0 = 1,8 \cdot 10^5$ и $m = 3,86$.

Среднее значение долговечности проушины нижнего звена шлиц-шарнира стойки шасси определяем по формуле (46) в последовательности, приведенной в табл. 65.

К определению расчетной суммы относительных долговечностей проушины нижнего звена шлиц-шарнира

σ_{a_i} в кгс/мм ²	18,6	16,9	15,3	13,5	11,9	10,2	8,5	
N_i	0,017	0,184	0,617	0,917	1,264	1,943	4,103	$\Sigma N_i = N_B =$ $= 9,043$
$t_i = N_i / N_6$	0,0002	0,0206	0,0682	0,1014	0,1392	0,2148	0,4537	
$\sigma_{a_i} t_i$	0,0353	0,3431	1,0435	1,3689	1,6565	2,1910	3,8665	$\Sigma \sigma_{a_i} t_i =$ $= 10,4948$

$$\xi = \frac{1}{\sigma_{a_{\max}}} \sum_{i=1}^r \sigma_{a_i} t_i = \frac{10,4948}{18,6} = 0,565;$$

$$a_p = \frac{(\sigma_{a_{\max}} / \sigma_{-1}) \xi - K}{(\sigma_{a_{\max}} / \sigma_{-1}) - K} = \frac{\frac{18,6}{10,5} \cdot 0,565 - 0,6}{\frac{18,6}{10,5} - 0,6} = 0,34.$$

Таблица 65

К определению среднего значения долговечности проушины нижнего звена шлиц-шарнира

σ_{a_i} в кгс/мм ²	18,6	16,9	15,3	13,5	11,9	
N_i	0,017	0,184	0,617	0,917	1,264	$\Sigma N_i = N_6 =$ $= 2,999 \approx 3,0$
$t_i = N_i / N_6$	0,0056	0,0613	0,2057	0,3058	0,4216	
$\sigma_{a_i}^m$	77 800	54 900	37 410	23 070	14 170	
$\sigma_{a_i}^m t_i$	435	3 665	7 695	7 054	5 975	$\Sigma \sigma_{a_i}^m t_i = 24 526$

Подставляя найденные величины в уравнение (48), получим средний срок службы или долговечность большой проушины нижнего звена шлиц-шарнира в посадках:

$$\bar{T} = \frac{a_p \bar{\sigma}_{-1D}^m N_0}{N_6 \sum_{i=1}^r \bar{\sigma}_{a_i}^m t_i} = \frac{0,34 \cdot 10,5^{3,86} 1,8 \cdot 10^5}{3,0 \cdot 24 526} = 7400 \text{ посадок.}$$

Суммарное значение среднего квадратического отклонения логарифма долговечности определяем по формуле (54), более развернутый вид которой дан в уравнении (56):

$$S_{\lg T} = \sqrt{0,19m^2(v_{\sigma_{-10}}^2 + v_{\alpha_{\sigma}}^2 + v_{\sigma_a}^2)S_{\lg N_6}^2 + S_{\lg N_{\text{сум}}}^{*2}},$$

где $v_{\sigma_{-10}} = v_{\sigma_B} = 0,028$ — коэффициент вариации, учитывающий межплавочное рассеивание. Величина v_{σ_B} взята из табл. 24;

$v_{\alpha_{\sigma}} = 0,037$ — коэффициент вариаций теоретического коэффициента концентрации напряжений;

$v_{\sigma_a} = 0,0831$ — коэффициент вариации, учитывающий изменчивость средней амплитуды блока нагрузок в процессе эксплуатации;

$S_{\lg N_6} = 0,28$ — среднее квадратическое отклонение, характеризующее изменчивость числа циклов в блоке;

$S_{\lg N_{\text{сум}}}^* = 0,1034$ — среднее квадратическое отклонение, характеризующее рассеивание долговечности относительно средней долговечности в пределах группы идентичных по размерам деталей из металла одной плавки.

Величина стандартного отклонения $S_{\lg N_{\text{сум}}}^*$ найдена по приближенной формуле (55), в которой принято

$$\overline{\lg N_{\text{сум}}} \approx \lg \bar{N}_{\text{сум}}.$$

Имея $\bar{N}_{\text{сум}} = N_6 \bar{T} = 9,0429 \cdot 7400 = 67821$ и $\lg N_{\text{сум}} = \lg 67821 = 4,831$, получим

$$S_{\lg N_{\text{сум}}}^* = 4,831(0,0065 \cdot 4,831 - 0,01) = 0,1034.$$

Подставляя полученные значения в уравнение (56), определим среднее квадратическое отклонение значения логарифма долговечности большой проушины нижнего звена шлиц-шарнира основной стойки шасси

$$S_{\lg T} = \sqrt{0,19 \cdot 3,86^2(0,027^2 + 0,037^2 + 0,0831^2) + 0,28^2 + 0,1034^2} = 0,34.$$

Полагая, что для логарифма долговечности большой проушины справедлив нормальный закон распределения, по формуле (57) определяем значение долговечности (в посадках), соответствующее доверительной вероятности разрушения P , %;

$$\lg T_{\text{разр}P} = \lg \bar{T} + u_P S_{\lg T} = 3,869 + u_P 0,34.$$

Расчет места сопряжения (галтели) большой проушины (см. сечение II—II на рис. 76) проводим методом, основанным на

учете постепенного снижения предела выносливости вследствие действия перегрузочных циклов (см. разд. 3 гл. VI).

Номинальные напряжения, действующие в сечении II—II большой проушины:

$$\sigma_{a_i} = \frac{P_i}{F} + \frac{M_Y}{W_Y} = \frac{1,69P_{\text{ж}}^z}{7,45} + \frac{0,428P_{\text{ж}}^z}{1,89} = 0,0045P_{\text{ж}}^z \text{ мм}^{-2},$$

где M_Y — изгибающий момент в сечении II—II, кгс;

W_Y — момент сопротивления сечения II—II при изгибе.

Значения величин P_i , F , M_Y и W_Y взяты из силового и подетального расчетов на статическую прочность конструкции стойки шасси.

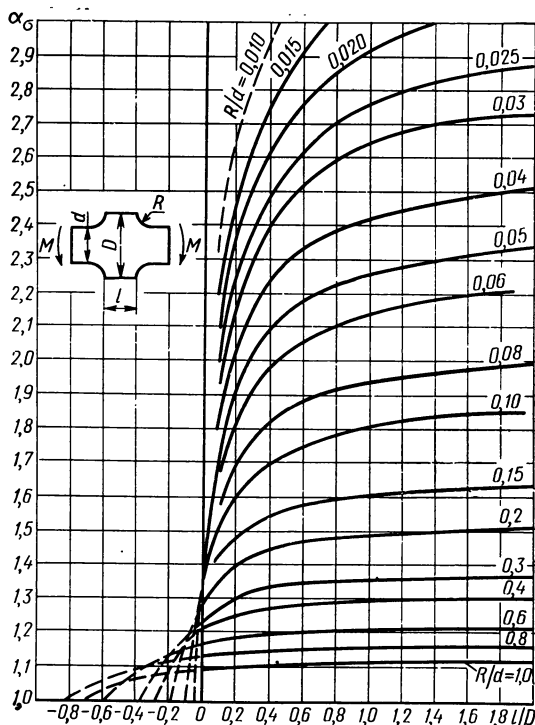


Рис. 77. График изменения теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ галтельных переходов в зависимости от параметра l/D (основано на оптических испытаниях Левена и Хартмана)

Среднее значение предела выносливости при изгибе в сечении II—II большой проушины (галтельный переход с радиусом $R=7$ мм) определяем по уравнению подобия усталостного разрушения [58]:

$$\bar{\sigma}_{-1d} = \frac{1}{\alpha_{\sigma}} (\sigma_{\min} + 10^{A_L - B \lg(L/\bar{G})}), \quad (65)$$

где $\sigma_{\min}$, A_L , B — постоянные величины для металла одной плавки при заданной температуре, частоте и базе испытаний. Значения постоянных берем из табл. 33;

σ_{σ} — теоретический коэффициент концентрации напряжений. Значение величины α_{σ} определяем по графику (рис. 77), приведенному в работе [96], в зависимости от параметров $D/d \approx 3,0$; $R/d = 7,0/37 = 0,19$ и $l/d = 100/200 = 0,5$;

$\bar{G}$ — относительный максимальный градиент напряжений в зоне концентрации напряжений получаем по формуле [57]:

$$\bar{G} = \frac{2,6}{R} + \frac{2}{t} = \frac{2,6}{7} + \frac{2}{11} = 0,55; \quad (66)$$

$L = 5$ мм — часть периметра поперечного сечения II—II (см. рис. 76) в месте концентрации напряжений.

Подставляя полученные значения в формулу (65), определим среднее значение предела выносливости шлиц-шарнира в месте сечения II—II:

$$\bar{\sigma}_{-1d} = \frac{1}{1,52} \left(38,3 + 10^{1,767 - 0,123 \lg \frac{5}{0,55}} \right) = 54,6 \text{ кгс/мм}^2.$$

Далее, используя формулу (42), найдем коэффициент вариации предела выносливости шлиц-шарнира в сечении II—II:

$$v_{\sigma-1d} = \sqrt{v_{\sigma-1k}^2 + v_{\sigma-10}^2 + v_{\alpha_{\sigma}}^2} = \sqrt{0,065^2 + 0,028^2 + 0,026^2} = 0,075,$$

где $v_{\sigma-1k} = 0,065$ — получено по уравнению (36), согласно которому

$$\begin{aligned} v_{\sigma-1k} = v_{\sigma_{\max}} &= \frac{(1 - 10^{-2S_x}) 10^{A_L - B \lg(L/\bar{G})}}{2(\sigma_{\min} + 10^{A_L - B \lg(L/\bar{G})})} = \\ &= \frac{(1 - 10^{-2 \cdot 0,085}) 10^{1,767 - 0,123(5/0,55)}}{2(38,3 + 10^{1,767 - 0,123(5/0,55)})} = 0,065; \end{aligned}$$

$v_{\sigma-10} = v_{\sigma_b} = 0,028$ — коэффициент вариации, учитывающий межплавочное рассеивание. Величину v_{σ_b} берем из табл. 24; $v_{\alpha_{\sigma}} = 0,026$ — коэффициент вариации теоретического коэффициента концентрации напряжений, получаем из выражения (27):

$$v_{\alpha_{\sigma}} = 0,35 v_R = 0,35 \cdot 0,074 = 0,026.$$

Для определения относительного коэффициента запаса $n = n_0/n_p$ найдем значения предельного коэффициента нагруженности по средним

$$n_0 = \bar{\sigma}_{-1d}/\bar{\sigma}_a = \bar{\sigma}_{-1d}/0,45\bar{P}_{ж.в. экв}^z = 54,6/0,45 \cdot 0,01 \cdot 960 = 12,6$$

и коэффициента предельной нагруженности $n_p = (\sigma_{-1d}/\sigma_a)_p$. Величину n_p определяем по номограмме, представленной на рис. 70 в виде зависимости

$$n_p = f[m(kN_{сум}/N_0)],$$

где $m=7,0$ — показатель наклона левой ветви кривой усталости (см. гл. III);

$k=1,8$ — коэффициент, зависящий от материала;

$N_{сум}=N_6T$ — задаваемая долговечность в циклах;

$N_0=5,3 \cdot 10^6$ — точка перелома кривой усталости (см. гл. III).

Располагая всеми вышеприведенными параметрами, определим вероятность разрушения шлиц-шарнира по сечению II—II при различных значениях долговечности, используя уравнение (64)

$$u_p = - \frac{\tilde{n} - 1}{\sqrt{\tilde{n}^2 v_{\sigma_{-1d}}^2 + v_{\sigma_a}^2}},$$

где $v_{\sigma_a}=0,0831$ — коэффициент вариации средней амплитуды нагрузок в эксплуатации.

Результаты расчетов по формуле (64) сведены в табл. 66.

Т а б л и ц а 66

Параметры вероятности разрушения нижнего звена шлиц-шарнира по сечению II—II при различных значениях долговечности

Срок службы или долговечность шлиц-шарнира $T \cdot 10^{10}$ посадок	Коэффициент предельной нагруженности n_p	Относительный коэффициент запаса $\tilde{n}$	Квантиль нормального распределения u_p	Вероятность P , %
0,15	10,92	1,16	—1,43	8
0,5	11,62	1,12	—1,08	16
1,0	12,04	1,05	—0,44	33
2,0	12,44	1,01	—0,104	46
2,6	12,60	1,00	0	50
5,0	12,97	0,971	0,264	60
10,0	13,37	0,942	0,532	70

РАСЧЕТ УЗЛА КРЕПЛЕНИЯ НИЖНЕГО ЗВЕНА ШЛИЦ-ШАРНИРА К ПОРШНЮ АМОРТИЗАТОРА

Чертеж и схема нагружения узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора приведены на рис. 78.

Статистический анализ отказов шасси в эксплуатации, приведенный в гл. I, показывает, что среднее значение долговечно-

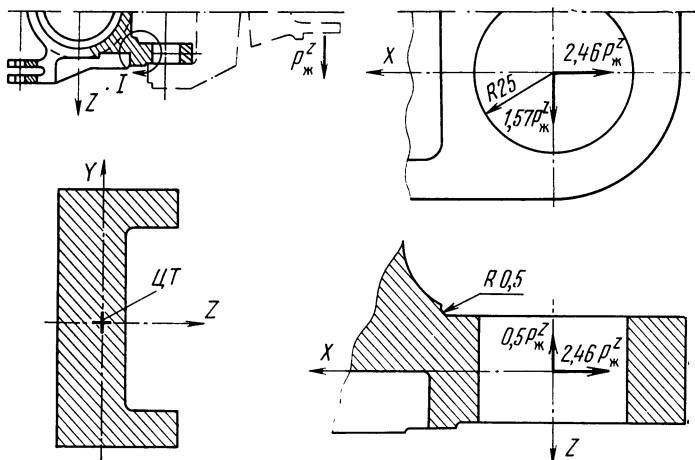


Рис. 78. Узел крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора основной стойки шасси

сти места сопряжения проушины узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора находится на границе применения обоих методов расчета.

В связи с этим расчет параметров функции распределения долговечности узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора проведем двумя методами.

Для расчета методом, основанным на скорректированной линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений, используя исходные зависимости и геометрические параметры проушины, приведенные в силовом и поддетальном расчетах на статическую прочность конструкции стойки шасси, определяем нормальные номинальные напряжения, действующие в сечении I—I проушины:

$$\sigma_{a_i} = \frac{P_i}{F} + \frac{M_y}{W_y} + \frac{M_z}{W_z} = \frac{2,46P_z^z}{20,77} + \frac{1,63P_z^z}{7,86} + \frac{6,59P_z^z}{34,0} = 0,0052P_z^z, \text{ мм}^{-2}.$$

Спектр номинальных напряжений в сечении I—I проушины, приведенных к симметричному циклу, имеет следующие параметры:

σ_{a_i} , кгс/мм ²	33,4	30,4	27,4	24,3	21,3	18,2	15,2	12,2	9,1
n_i	0,017	0,184	0,617	0,917	1,264	1,943	4,103	31,328	116,93

Среднее значение предела выносливости проушины в сечении I—I (галтельный переход с радиусом $R=0,5$ мм) находим по уравнению подобия усталостного разрушения

$$\bar{\sigma}_{-1д} = \frac{1}{3,38} \left(38,3 + 10^{1,767-0,123lg \frac{80}{5,87}} \right) = 23,9 \text{ кгс/мм}^2,$$

где $\alpha_\sigma = 3,38$ — определяем по графику работы [96] в зависимости от параметров $D/d=2$; $l/D=85/64=1,33$; $R/D=0,5/35$ (см. рис. 77);

$\bar{G}=5,87$ — определяем по формуле (66)

$$\bar{G} = \frac{2,6}{0,5} + \frac{2}{3} = 5,87;$$

$L=80$ мм — часть периметра поперечного сечения I—I в месте концентрации напряжений;

$\sigma_{\min}$, A_L , B — значения постоянных взяты из табл. 33.

Полагая, что повреждающее действие оказывают только амплитуды $\sigma_a > 0,6$ $\bar{\sigma}_{-1д} = 0,6 \cdot 23,9 = 14,3$ кгс/мм², проводим расчет величин ξ и a_p , который сведен в табл. 67.

Таблица 67

К определению расчетной суммы относительных долговечностей проушин узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора

σ_{a_i} , кгс/мм ²	33,4	30,4	27,4	24,3	21,3	18,2	15,2	
N_i	0,017	0,184	0,617	0,817	1,264	1,943	4,103	$\Sigma N_i = N_6 = 9,0429$
$t_i = N_i / N_B$	0,0019	0,0203	0,0682	0,1014	0,1392	0,2148	0,4537	
$\sigma_{a_i} t_i$	0,063	0,6171	1,86	2,46	2,96	4,00	6,80	$\Sigma \sigma_{a_i} t_i = 18,73$

$$\xi = \frac{18,73}{33,4} = 0,563; \quad a_p = \frac{\frac{33,4}{23,9} \cdot 0,563 - 0,6}{\frac{33,4}{23,9} - 0,6} = 0,234.$$

Абсциссу точки перелома и показатель наклона левой ветви кривой усталости принимаем равными $N_0=5,3 \cdot 10^6$ и $m=7,0$.

Далее, определив среднее число циклов за весь срок службы (табл. 68), найдем среднюю величину долговечности проушины в месте сопряжения с $R=0,5$ мм (в посадках) по формуле (48)

$$\bar{T} = \frac{0,23 \cdot 23,9^7 \cdot 5,3 \cdot 10^6}{3,0 \cdot 0,6474 \cdot 10^6} = 284 \text{ 150 посадок.}$$

Т а б л и ц а 68

К определению среднего значения долговечности проушин узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора

σ_{a_i} , кгс/мм ²	33,4	30,4	27,4	24,3	21,3	
N_i	0,017	0,184	0,617	0,917	1,264	$\Sigma N_i = N_6 = 3,0$
$t_i = N_i/N_6$	0,0056	0,0613	0,2057	0,3058	0,4216	
$\sigma_{a_i}^m \cdot 10^{-10}$	4,612	2,401	1,154	0,502	0,198	
$\sigma_{a_i}^m t_i \cdot 10^{-10}$	0,026	0,147	0,237	0,154	0,084	$\Sigma \sigma_{a_i}^m t_i \cdot 10^{-10} = 0,6474$

Рассеяние долговечности T определяем по формуле (56)

$$S_{lgT} = \sqrt{0,19 \cdot 7^2 (0,028^2 + 0,008^2 + 0,0831^2) + 0,28^2 + 0,203^2} = 0,50,$$

где $v_{\sigma_{-10}} = v_{\sigma_b} = 0,028$ — взято из табл. 24; $v_{\sigma_a} = 0,4$ $v_R = 0,4 \cdot 0,20 = 0,08$ — определено по формуле (33); $v_{\sigma_a} = 0,0831$ — получено по методике, изложенной в гл. II; $S_{lgN_6} = \lg 9,0429 \cdot 0,07 \times \times \sqrt{17} = 0,28$ — найдено по формуле (60); $N_{\text{сум}} = 9,0429 \times \times 284 \text{ 150} = 25,7 \cdot 10^5$ — получено по формуле (47); $S_{lgN_{\text{сум}}} = \lg 25,7 \cdot 10^5 (0,0065 \lg 25,7 \cdot 10^5 - 0,01) = 0,203$ — получено по формуле (55).

Полагая справедливость нормального закона распределения логарифма долговечности проушины, по формуле (57) определим значение долговечности (в посадках), соответствующее доверительной вероятности разрушения P , %:

$$\lg T_{\text{разр}P} = \lg \bar{T} + u_P S_{lgT} = 5,453 + u_P \cdot 0,5.$$

При расчете методом, основанным на учете постепенного снижения предела выносливости, вероятность разрушения проушины узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню

амортизатора по месту сопряжения с $R=0,5$ мм (сечение I—I) при различных значениях долговечности определяем по формуле (64):

$$u_p = - \frac{1 - \tilde{n}}{\sqrt{\tilde{n}^2 v_{\sigma-1d}^2 + v_{\sigma_a}^2}} = - \frac{1 - \tilde{n}}{\sqrt{\tilde{n}^2 \cdot 0,12^2 + 0,0831^2}},$$

где $\tilde{n} = n_0/n_p$;

$$n_0 = \bar{\sigma}_{-1d} / \bar{\sigma}_a = 23,9 / 0,0052 \cdot 960 = 4,8;$$

n_p определяем по номограмме (см. рис. 70);

$$v_{\sigma-1d} = \sqrt{v_{\sigma-1k}^2 + v_{\sigma_{10}}^2 + v_{\sigma_a}^2} = \sqrt{0,085^2 + 0,0282^2 + 0,08^2} = 0,12$$

— находим по формуле (42);

$$v_{\sigma-1k} = v_{\sigma_{\max}} = \frac{(1 - 10^{-2 \cdot 0,085}) 10^{1,767 - 0,123 \lg \frac{80}{5,87}}}{2 \left(38,3 + 10^{1,767 - 0,123 \lg \frac{80}{5,87}} \right)} = 0,085$$

— получаем по уравнению (36).

Результаты расчетов по формуле (64) приведены в табл. 69.

Т а б л и ц а 69

Параметры вероятности разрушения проушины узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора по месту сопряжения $R = 0,5$ мм при различных значениях долговечности

Срок службы или долговечность проушины T , посадок	Коэффициент предельной нагруженности n_p	Относительный коэффициент запаса $\tilde{n}$	Квантиль нормального распределения u_p	Вероятность P , %
1 000	2,74	1,75	—3,31	0,05
2 000	3,14	1,53	—2,62	0,44
3 000	3,37	1,42	—2,21	1,39
7 000	3,85	1,24	—1,41	7,93
10 000	4,07	1,18	—1,10	13,65
40 000	4,86	0,99	0,07	52,75
100 000	5,40	0,89	0,81	79,10
284 000	6,00	0,80	1,58	94,25
500 000	6,31	0,76	1,95	97,42

Для удобства анализа вышеприведенных расчетов основные исходные значения и полученные результаты сведены в табл. 70

Предлагаемые вероятностные методы расчета позволяют выявить основные исходные величины, оказывающие наиболее

Основные параметры расчёта долговечности проушин

Рассчитываемый элемент	Расчетный случай нагружения	Амплитудное напряжение σ_a , кгс/мм ²	Предел выносливости σ_{-1} , кгс/мм ²	Теоретический коэффициент концентрации напряжений σ_0	Геометрические параметры, мм			Относительный максимальный градиент напряжений G	Показатель наклона левой ветви кривой усталости m	Коэффициент вариации				Среднее квадратическое отклонение		
					радиус кривизны R	глубина выточки r_v	периметр L			$\sigma_{\max}$	σ_{-10}	σ_{-2}	$\sigma_{\alpha\sigma}$	$S_{lg N_0}$	$S^*_{lg N_{сум}}$	$S_{lg t}$
Нижнее звено шлиц-шарнира	Большая проушина	0,0029 P_z^j	10,5	4,00	—	—	—	—	3,86	—	0,028	0,0831	0,037	0,28	0,1034	0,340
	Место сопряжения	0,0045 P_z^j	54,6	1,52	7,0	11,0	5,0	0,55	7,0	0,065	0,028	0,0831	0,026	—	—	—
Проушина узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора	Изгиб	0,0052 P_z^j	23,9	3,4	0,5	3,0	80	5,87	7,0	0,085	0,028	0,0831	0,080	0,28	0,203	0,500

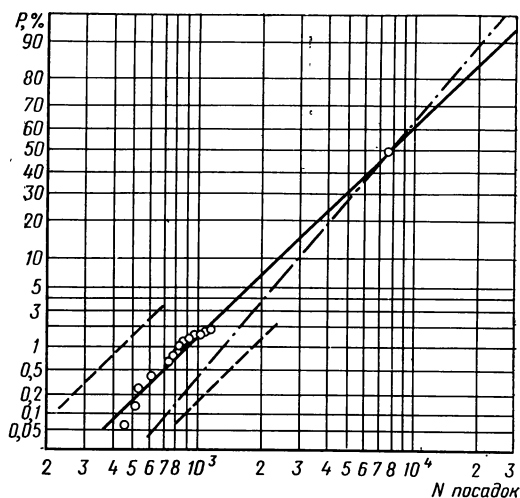


Рис. 79. Функции распределения долговечности нижнего звена шлиц-шарнира:

— — — — расчетное распределение; — — — — эмпирическое распределение; — — — — 90%-ный доверительный интервал

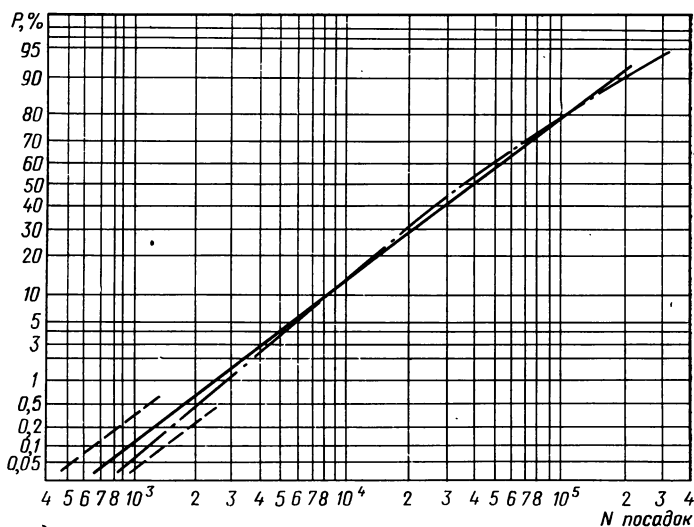


Рис. 80. Функции распределения долговечности проушины узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора:

— — — — эмпирическое распределение; — — — — расчетное распределение; — — — — 90%-ный доверительный интервал.

существенное влияние на долговечность конструкции. К таким величинам относятся средние значения и коэффициенты вариации пределов выносливости и средних амплитуд, а также форма блока амплитуд напряжений.

Достоверность предлагаемых вероятностных методов расчета проверяем путем сопоставления результатов расчета с данными эксплуатации самолетов, анализ которых приведен в гл. I. Для чего на логарифмически нормальную бумагу были нанесены функции распределения долговечности проушин, полученные расчетным путем, и эмпирические распределения долговечности, найденные при статистической обработке отказов элементов шасси всего парка эксплуатируемых самолетов (рис. 79, 80).

Как следует из графика рис. 79, расчетное распределение долговечности проушины нижнего звена шлиц-шарнира, полученное на основе скорректированной линейной гипотезы суммирования усталостных повреждений, хорошо согласуется с эмпирическим распределением и находится в 90%-ном доверительном интервале до 0,02%-ной вероятности разрушения.

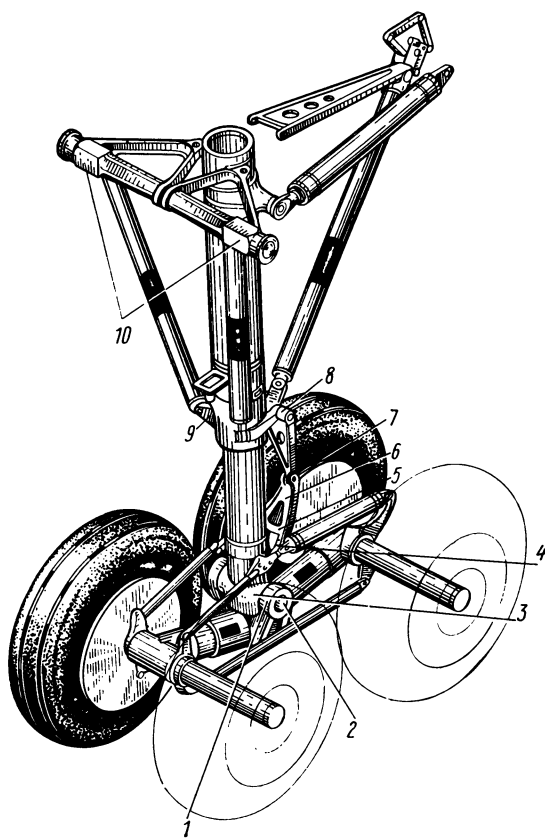
Расчетное распределение долговечности проушины узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора, полученное на основе учета постепенного снижения предела выносливости (см. рис. 80), хорошо согласуется с эмпирическим распределением, а расчетное распределение долговечности этой же проушины, полученное на основе скорректированной линейной гипотезы суммирования усталостных повреждений, по сравнению с эмпирическим распределением дает завышенное значение долговечности.

3. ВЕРОЯТНОСТНАЯ ОЦЕНКА ДОЛГОВЕЧНОСТИ ОСНОВНОЙ СТОЙКИ ШАССИ

Вероятностная оценка долговечности основной стойки шасси самолета приведена в качестве примера расчета долговечности шасси как системы, состоящей из отдельных конструктивных элементов. Основным видом соединения этих элементов являются одинарные и двойные проушины и болты различных диаметров и классов посадок (см. рис. 23).

Нормы прочности для расчета шасси предусматривают ряд расчетных случаев, которые соответствуют наиболее тяжелым условиям нагружения в процессе эксплуатации самолета. Одним из таких случаев является случай нагружения $M_{ш}$ от действия крутящего момента на стойку шасси. В данном примере рассматривается случай нагружения только от крутящего момента $M_{кр}$, что не является окончательной оценкой, так как при других случаях нагружения возможны более низкие значения характеристик выносливости шасси.

Последовательность передачи усилий, возникающих от действия крутящего момента, на основной стойке шасси транспортного



ного самолета А (рис. 81) происходит следующим образом: от проушины 1 центрального узла тележки шасси через болт 2 на проушины 3 поршня амортизатора, далее через проушины 4 узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора на большие проушины 5 нижнего звена 6 шлиц-шарнира, затем к верхнему звену шлиц-шарнира далее через малую проушину 7 крепления верхнего звена шлиц-шарнира на проушины 8 крепления нижнего узла цилиндра амортизатора и через проушины 9 цилиндра амортизатора крепления траверсы на проушины 10 траверсы.

Рис. 81. Основная стойка шасси транспортного самолета А

Структурную схему шасси как стержневую систему сило-

передачи можно представить в виде последовательно соединенных элементов:

Тележка → Поршень амортизатора → Шлиц-шарнир → Цилиндр амортизатора → Траверса

Согласно силовому и подетальному расчету шасси на статическую прочность определение всех нагрузок на узлы и конкретные элементы стойки шасси для случая $M_{ш}$ производится от усилия $P_{ж}^z = 33\,880$ кгс, действующего вдоль оси болта, сое-

диняющего малую проушину верхнего и малые проушины нижнего звеньев шлиц-шарнира.

Следовательно значение напряжений в рассматриваемом конструктивном элементе можно определить через коэффициент нагрузки $KP_{ж}^z$, который равен: $KP_{ж}^z = \sigma/P_{ж}^z$, мм⁻².

Используя этот коэффициент, можно определить блок амплитуды напряжений, действующие на детали, и с их помощью построить график вероятности разрушения основной стойки шасси от количества посадок.

Поскольку современный транспортный самолет за амортизационный срок службы пробегает по земле 50—200 тыс. км и за это время шасси испытывает значительное количество циклов нагружений, то для расчета шасси на усталость наиболее приемлемым является метод расчета при большой долговечности (см. разд. 3 гл. VI).

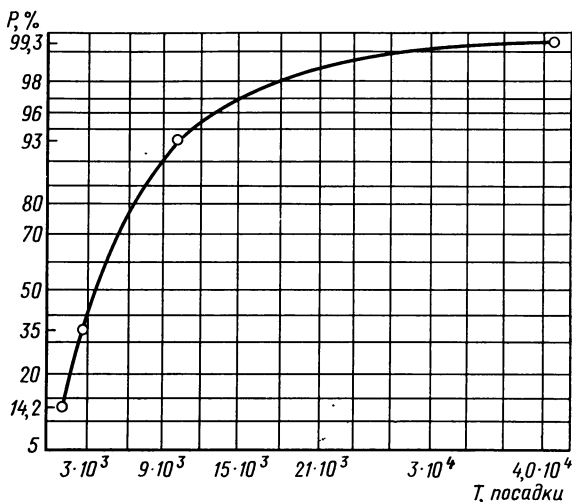


Рис. 82. Функция распределения долговечности основной стойки шасси транспортного самолета

Вероятность безотказной работы системы последовательно соединенных конструктивных элементов в случае независимости событий и отсутствия последствия будет равна произведению вероятностей безотказной работы ее элементов, т. е.

$$Q_c = q_1, q_2, \dots, q_N = \prod_{i=1}^N q_i,$$

где q_i — вероятность безотказной работы i -го элемента системы; N — число элементов системы.

Как функция времени Q_c справедлива для любого фиксированного срока службы t . В данном случае временем t может служить задаваемая долговечность, выраженная в посадках.

Так как за одну посадку стойка шасси испытывает определенное количество циклов нагружений, равное N_6 , то суммарное количество циклов нагружений определяется по формуле (42):

$$\bar{N}_{\text{сум}} = N_6 \bar{T}.$$

Распределение долговечности основной стойки шасси

Наименование детали	Вид нагружения	Коэффициент нагрузки $K_{P_{ж}^z}$ мм ⁻²	Точка перелома кривой усталости N_0	Показатель наклона левой ветви кривой усталости m	Предел выносливости детали $\sigma_{-1д}$	Коэффициент вариации предела выносливости $\sigma_{-1д}$
Траверса	Растяжение	0,0029	$2,5 \cdot 10^6$	4	11,1	0,2954
Цилиндр амортизатора	Растяжение	0,0028	$2,5 \cdot 10^6$	4	11,1	0,2954
Нижний узел цилиндра амортизатора	Растяжение	0,0026	$2,5 \cdot 10^6$	4	17,4	0,2954
	Изгиб	0,0041	$5,3 \cdot 10^6$	7	36,7	0,1480
Верхнее звено шлиц-шарнира	Растяжение	0,0032	$2,5 \cdot 10^6$	4	10,44	0,2954
	Изгиб	0,0037	$5,3 \cdot 10^6$	7	68,1	0,1517
Нижнее звено шлиц-шарнира	Изгиб	0,004	$5,3 \cdot 10^6$	7	56,9	0,1700
	Растяжение	0,0029	$1,8 \cdot 10^5$	4	10,5	0,2954
	Изгиб	0,0045	$5,3 \cdot 10^6$	7	54,6	0,0750
Поршень амортизатора	Растяжение	0,0030	$2,5 \cdot 10^6$	4	10,44	0,2954
	Изгиб	0,0052	$5,3 \cdot 10^6$	7	23,9	0,1200
Центральный узел тележки	Изгиб	0,0040	$5,3 \cdot 10^6$	7	66,6	0,1470

Используя приведенные ранее методы расчета для определения вероятности разрушения в зависимости от требуемой долговечности, можно определить вероятность безотказной работы $q(T)$ каждого конструктивного элемента.

Вероятность разрушения стойки шасси как системы определим из выражения:

$$P_c(T) = 1 - \prod_{i=1}^N q(T) = 1 - \zeta_c(T).$$

Таким образом, исходя из геометрических параметров, свойств материала и условий нагружения, определив долговечность конструктивных элементов, можно определить ресурс всего изделия. Функция распределения долговечности шасси самолета, приведенная на рис. 82 и в табл. 71, является наглядной иллюстрацией сущности расчета на усталость при оценке долговечности изделия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ананьев И. В.** Исследования в области прочности при переменных нагрузках. — В кн.: Прочность и износ горного оборудования. М., Госгортехиздат, 1959, 133 с.
2. **Афанасьев Н. Н.** Статистическая теория усталостной прочности стали. Изд-во АН УССР, 1953, 128 с.
3. **Базовский И.** Надежность — теория и практика. М., «Мир», 1965, 373 с.
4. **Бойцов Б. В., Гальперин М. Я.** Рассеивание характеристик выносливости сталей марок 30ХГСНА и ЭИ643 в связи с влиянием конструктивно-технологических факторов, — «Надежность и контроль качества». М., Издательство стандартов, 1969, № 11, с. 33—50.
5. **Бойцов Б. В., Горелов Л. К.** Анализ напряженного состояния в шарнирно-болтовом соединении. — «Вестник машиностроения», 1972, № 12, с. 16—18.
6. **Болотин В. В.** Статистические методы в строительной механике. М., Стройиздат, 1965, 279 с.
7. **Браунли К. А.** Статистические исследования в производстве. М., ИЛ, 1949, 227 с.
8. **Васильев В. В.** Концентрация напряжений в угловых элементах и деталях ступенчатой формы. М., Машгиз, 1962, 74 с.
9. **Вейбулл В.** Усталостные испытания и анализ их результатов. М., «Машиностроение», 1964, 274 с.
10. **Вентцель Е. С.** Теория вероятностей. М., Физматгиз, 1958, 464 с.
11. **Герцбах И. Б., Кардонский Х. Б.** Модели отказов., М., «Советское радио», 1966, 166 с.
12. **Гнеденко Б. В.** Курс теории вероятностей. М., Физматгиз, 1961, 406 с.
13. **Гнеденко Б. В., Беляев Ю. К., Соловьев А. Д.** Математические методы в теории надежности. М., «Наука», 1965, 524 с.
14. ГОСТ 2860—65, Металлы, Методы испытания на усталость. 39 с.
15. **Гудков А. И., Лешаков П. С.** Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1968, 470 с.
16. **Дмитриченко С. С.** Современные методы ускоренных испытаний машин на сопротивление усталости, — «Вестник машиностроения», 1967, № 2, с. 7—12.
17. **Елизаветин М. А., Сатель Э. А.** Технологические способы повышения долговечности машин. М., «Машиностроения», 1964, 439 с.
18. **Исследование прочности машин при помощи тензодатчиков сопротивления.** Под ред. Г. С. Писаренко. Киев, «Техника», 1967, 204 с.
19. **Кан С. Н., Свердлов И. А.** Расчет самолета на прочность. М., «Машиностроение», 1966, 520 с.
20. **Ковальский Б. С., Сороковенко Ф. Ф.** Расчет проушин. — «Вестник машиностроения», 1969, № 10, с. 7—11.
21. **Когаев В. П.** Влияние концентрации напряжений и масштабного фактора на сопротивление усталости в статистическом аспекте. — В кн.: Вопросы механической усталости. М., «Машиностроение», 1964, 67 с.
22. **Когаев В. П.** Усталость и несущая способность узлов и деталей машин при стационарном и нестационарном переменном нагружении, НТО, Машпром, 1966, 131 с.
23. **Когаев В. П.** Оценка распределения долговечности при варьируемых амплитудах методом перемножения стохастических матриц. — «Известия АН СССР. Сер. Машиностроение», 1967, № 4, с. 11—17.

24. **Когаев В. П.** Статистические закономерности усталости металлов, Автореф. на соиск. учен. степени д-ра техн. наук, М., 1968, 36 с.
25. **Когаев В. П.** Определение расчетных характеристик выносливости деталей машин. — В кн.: Механическая усталость в статистическом аспекте. М., «Наука», 1969, с. 12—28.
26. **Когаев В. П., Бойцов Б. В.** Рассеивание пределов выносливости деталей машин в связи с конструктивными и технологическими факторами, — «Надежность и контроль качества». М., Издательство стандартов, 1969, № 10, с. 52—66.
27. **Конончук Н. И.** Методы оценки выносливости жаропрочных сплавов. М., «Металлургия», 1966, 247 с.
28. **Конструкционные материалы.** Энциклопедический справочник. Под ред. А. Т. Туманова. М., «Советская энциклопедия», 1963—1965, т. 1—3, 416 с.
29. **Кордонский Х. Б.** Приложение теории вероятностей в инженерном деле. Физматгиз, 1963, 435 с.
30. **Кордонский Х. Б.** Вопросы точности, надежности машин и качества машиностроительной продукции. Автореф. на соиск. учен. степени д-ра техн. наук. М., 1965, 20 с.
31. **Коуден Д.** Статистические методы контроля качества. М., Физматгиз, 1961, 623 с.
32. **Кугель Р. В.** Долговечность автомобилей. М., Машгиз, 1961, 432 с.
33. **Кугель Р. В.** Ускоренные ресурсные испытания в машиностроении. М., «Знание», 1968, 88 с.
34. **Кудрявцев И. В.** Поверхностный наклеп для повышения прочности и долговечности деталей машин, НТО, Машпром, 1966, 97 с.
35. **Кузнецов А. Я.** Статистические методы анализа надежности деталей авиадвигателей по данным дефектации при ремонте. Автореф. на соиск. учен. степени канд. техн. наук Рига, 1966, 16 с. (РИИГА).
36. **Кулышева З. С., Ямов А. Г.** Анализ отказов деталей шасси самолетов. — В кн.: Надежность и долговечность деталей машин. Сб. 4, вып. 202. РИИГА, 1972, с. 54—59.
37. **Лейкин А. С., Несятий И. М.** Исследование напряженного состояния и прочности шарнирных замковых соединений. — В кн.: Прочность и динамика авиационных двигателей. Вып. 5. М., «Машиностроение», 1969, с. 60—73.
38. **Механическая усталость в статистическом аспекте.** [Сборник статей] Под ред. С. В. Серенсена и В. П. Когаева. М., «Наука», 1969, 173 с.
39. **Нейбер Г.** Концентрация напряжений. М., Гостехиздат, 1947, 204 с.
40. **Оленева В. А.** Концентрация напряжений в проушинах. — В кн.: Производство крупных машин. Вып. 12. М., «Машиностроение», 1966, с. 164—179.
41. **Оленева В. А.** Применение формул сопротивления материалов к расчету проушин. — В кн.: Производство крупных машин. Вып. 12, М., «Машиностроение», 1968, с. 180—187.
42. **Оленева В. А.** Исследование напряженного состояния и несущей способности проушин при статическом и переменном нагружении. Автореф. на соиск. учен. степени канд. техн. наук. М., 1968, 20 с.
43. **Олейников Г. А.** Расчет проушин на статическую прочность. — «Труды ЦАГИ», 1950, 19 с.
44. **Основные вопросы надежности и долговечности машин.** [Сборник статей]. Под ред. А. С. Проникова. М., Издательство стандартов, 1969, 160 с.
45. **О точности и надежности в автоматизированном машиностроении.** [Сборник статей]. Под ред. Н. Г. Бруевича. М., «Наука», 1965, 140 с.
46. **Пригоровский Н. И.** Экспериментальные методы исследования распределения напряжений. Энциклопедический справочник. М., «Машиностроение», 1948, т. 1, с. 38—417.
47. **Повышение долговечности деталей машин методом поверхностного наклепа.** [Сборник статей, под ред. И. В. Кудрячева], — «Труды ЦНИИТМАШ». Вып. 108. М., «Машиностроение», 1965, 212 с.
48. **Проблемы надежности в строительной механике.** [Сборник статей]. Под ред. В. В. Болотина. Вильнюс, 1968, 302 с.

49. Прочность при неустановившихся режимах переменных напряжений. [Сборник статей]. Под ред. С. В. Серенсена. М., Изд-во АН СССР, 1954, 175 с.
50. Прочность металлов при циклических нагрузках. Материалы 4-го совещания по усталости металлов 14—17/III—1967 г. Под ред. В. С. Ивановой. М., «Наука», 1967, 247 с.
51. Протопопов А. Б., Жулев В. И. Конструкция и работа частей самолета. М., Воениздат, 1958, 311 с.
52. Пустыльник Е. И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений. М., «Наука», 1968, 288 с.
53. Ратнер С. И. Разрушение при повторных нагрузках. М., Оборонгиз, 1959, 351 с.
54. Серенсен С. В., Тетельбаум И. М., Пригоровский Н. И. Динамическая прочность в машиностроении. М., Машгиз, 1945, 328 с.
55. Серенсен С. В., Степнов М. Н., Когаев В. П., Гиацинтов Е. В. Исследование рассеяния характеристик выносливости конструкционных алюминиевых сплавов в связи с технологией их производства. — «Труды МАТИ», Вып. 35. М., Оборонгиз, 1958, 124 с.
56. Серенсен С. В., Когаев В. П., Шнейдерович Р. М. Несущая способность и расчет деталей машин на прочность. М., Машгиз, 1963, 451 с.
57. Серенсен С. В., Когаев В. П. Руководство по расчету на усталость элементов конструкций и машин, 1-я редакция. Мин. станкостроительной и инструмент. промышл. СССР НИИМАШ, Комитет стандартов, ВНИИН-МАШ, 1969. 97 с.
58. Серенсен С. В., Громан М. Б., Когаев В. П. и др. Валы и оси. М., «Машиностроение», 1970, 319 с.
59. Слобин Б. З., Трофимов О. Ф. Статистический анализ измерения эксплуатационной нагруженности для оценки накопленного усталостного повреждения. — «Вестник машиностроения», 1966, № 10, с. 5—9.
60. Смирнов Н. В., Дунин-Барковский И. В. Курс теории вероятностей и математической статистики. М., «Наука», 1969, 511 с.
61. Сотсков Б. С. Основы теории и расчета надежности, Конспект лекций. МАИ, 1968, 125 с.
62. Стригунов В. М. Исследование и расчет на прочность заклепочных соединений и проушин из электрона. [Труды МАИ]. Вып. 23. М., Оборонгиз, 1953, 26 с.
63. Сухарев И. П. Исследования по оптимизации проушин, выполненные поляризационно-оптическим методом. — В сб.: VII Всесоюзная конференция по поляризационно-оптическому методу исследования напряжения, Таллин, 1971, т. 3, с. 278—283.
64. Трапезин И. И., Прочность металлов при переменной нагрузке, М., Гостехиздат, 1948, 107 с.
65. Ужик Г. В. Методы испытаний металлов и деталей машин на выносливость. М., Изд-во АН СССР, 1948, 263 с.
66. Усталость металлов. [Сборник статей]. Под ред. Г. В. Ужика. М., ИЛ, 1961, 176 с.
67. Фёплл Л., Мёхх Э. Практика оптического моделирования. Новосибирск, «Наука», 1966, 211 с.
68. Финк К., Рорбах Х. Измерение напряжений и деформаций. М., Машгиз, 1961, 535 с.
69. Форрест П. Усталость металлов. М., «Машиностроение», 1968, 352 с.
70. Француз Т. А., Райхер В. Л. Методы определения срока службы самолета от действия повторяющихся в эксплуатации нагрузок. — «Труды ЦАГИ». Вып. 727. М., Воениздат, 1958, 31 с.
71. Фресин Б. С. Ускоренные испытания и оценка усталостной долговечности элементов авиационных конструкций. Автореф. на соиск. учен. степени канд. техн. наук. М., 1967, 24 с.
72. Фридман Я. Б., Гордеева Г. А., Зайцев А. Н. Строение и анализ усталостных изломов металлов. М., Машгиз, 1960, 128 с.
73. Хальд А. Математическая статистика с техническими приложениями. М., ИЛ, 1956, 664 с.

74. **Хевиленд Р.** Инженерная надежность и расчет на долговечность. М., «Энергия». 1966, 232 с.
75. **Хейвуд Р. Б.** Проектирование с учетом усталости. М., «Машиностроение». 1969, 504 с.
76. **Хрущев М. М., Бабичев М. А.** Исследование изнашивания металлов. М., Изд-во АН СССР, 1960, 351 с.
77. **Шашин М. Я.** Вопросы перенапряжения и наклепа при усталости металлов. — В кн.: Некоторые вопросы усталостной прочности стали. Под ред. Н. Н. Давиденкова. М., Машгиз, 1953, 216 с.
78. **Шор Я. Б.** Статистические методы анализа и контроля качества и надежности. М., «Советское радио», 1962, 552 с.
79. **Шор Я. Б.** Прикладные вопросы теории надежности. М., «Знание», 1966, 26 с.
80. **Шор Я. Б.** Статистические методы контроля качества и надежности промышленной продукции. М., «Знание», 1968, 32 с.
81. **Шор Я. Б., Кузьмин Ф. И.** Таблицы для анализа и контроля надежности. М., «Советское радио», 1968, 278 с.
82. **Шухгалтер Л. Я.** Экономика долговечности и надежности машин. М., Экономиздат, 1963, 148 с.
83. **Шухмин Ю. А.** Ускоренные методы оценки усталостных свойств легких конструкционных сплавов с учетом их рассеивания. Автореф. на соиск. учен. степени канд. техн. наук. М., 1967, 14 с.
84. **Экспериментальные исследования конструкционной прочности машиностроительных материалов и деталей машин.** [Сборник статей]. Под ред. И. В. Кудрявцева. М., «Машиностроение», 1967, 259 с.
85. **Якобсон И. В.** Экспериментальное исследование напряженного состояния деталей шарнирных соединений. — «Труды ГОСНИИГВФ», 1958, вып. 22, с. 15—28.
86. **Якобсон И. В.** Исследование выносливости и долговечности шарнирных соединений самолетных конструкций. Автореф. на соиск. учен. степени канд. техн. наук. М., 1960, 7 с.
87. **Aubrey E., Melean I. L.** The effect of clearance holes on the fatigue life of aluminum lugs. «Can. Aeron and space J», 1964, VI, vol 10, N 6, p. 181—183.
88. **Burly—Mihalyi E.** Fatigue tests on Welded AlMg₂—Alloy specimens according to the Locati—Method, International Institute of Welding, Hungarian National Committee, Budapest, 1968, p. 12.
89. **Goll H.** Der negative Zeiteinfluss auf die gesteigerte Dauerhaltbarkeit von Konstruktionsteilen und ein Weg zu seiner Verringerung, «Betriebsfestigkeit», Institut für Leichtbau. Dresden, 1964, Bd. 1, S. 33—38.
90. **Dixon W. G. Mood A. M.** A method for obtaining and analyzing sensitivity data. — «American Statistical Association». March, 1948, 43, N 241, p. 109—126.
91. **Daubertes C. Renout M. Cazaud R.** Determination de la limite de fatigue suivant la methode Locati L. utilisant une seuile piece. — «Revue de metallurgie», 1958, LV, N 11, p. 1048—1052.
92. **Herm-Meyer K.** Beitrag zur Dauerfestigkeit von Augenstäben. — «Betriebsfestigkeit», Institut für Leichtbau. Dresden, 1964, Bd 1, S. 68—77.
93. **Locati I.** Fatigue and other Tests with progressively Increasing Loads, La Metallurgia Italiana, vol. 51, N 5, May 1959, p. 179—184.
94. **Mittenbergs A. A., Beall L. G.** Effects of pin—interference and bolt of fatigue strenth of lug joints. — «American Society for Testing and Materials Proc», 1962, vol. 62, 1964, vol. 63.
95. **Paasch F.** Belastungs Kollektive und Betriebsfestigkeit, «Betriebsfestigkeit», Institut für Leichtbau. Dresden, 1964, Bd 1, S. 40—50.
96. **Peterson R. E.** Stress concentration design factors. London, 1953, Chapman Hall ztd. p. 155.
97. **Takeuchi S., Homma T.** The effect of shot Pelting on the Fatigue strength of Metals. — «The Engineers Digest, Japan, 1959, vol. 20, N 6, p. 245—246.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Введение	5
Глава I. Анализ отказов шасси самолетов в эксплуатации . . .	13
1. Классификация отказов шасси	17
2. Параметр потока отказов и характерные виды отказов шасси . . .	19
Глава II. Статистические характеристики эксплуатационной нагруженности элементов шасси	32
1. Некоторые методы систематизации нагрузок	34
2. Закономерности распределения и параметры амплитуд нагрузок шасси	38
3. Параметры однопараметрического эквивалентного распределения . .	52
Глава III. Закономерности подоби́я усталостного разрушения . . .	55
1. Методика статистической оценки расчетных характеристик сопротивления усталости	56
2. Исследование закономерностей подоби́я усталостного разрушения конструкционного материала шасси	60
3. Статистическая обработка и результаты испытаний образцов на усталость	66
Глава IV. Выносливость характерных соединений шасси	85
1. Типовые образцы и параметры соединений шасси для исследования	85
2. Исследование напряженного состояния в соединении	94
3. Статистический анализ выносливости соединений	101
4. Статистический анализ точности метода ускоренных испытаний . . .	114
Глава V. Исследование влияния конструктивно-технологических и эксплуатационных факторов на выносливость соединений шасси	124
1. Влияние изменения конструктивных параметров деталей на показатели выносливости соединений	125
2. Влияние методов поверхностного пластического деформирования на выносливость соединений шасси	127
3. Анализ отклонений фактических размеров деталей от номинальных	134
4. Определение коэффициентов вариации теоретических коэффициентов концентрации напряжений	138
5. Влияние эксплуатационных факторов на выносливость соединений шасси	142
Глава VI. Вероятностные методы расчета на усталость элементов конструкций	163

	Стр.
1. Рассеивание характеристик выносливости элементов конструкции	163
2. Расчет на усталость при нестационарной нагруженности и ограниченной долговечности	169
3. Расчет на усталость при нестационарной нагруженности и большой долговечности	176
Глава VII. Примеры вероятностной оценки ресурса элементов шасси самолетов	188
1. Исследование напряженного состояния конструктивных элементов шасси	189
2. Определение долговечности конструктивных элементов шасси	192
Расчет нижнего звена шлиц-шарнира	194
Расчет узла крепления нижнего звена шлиц-шарнира к поршню амортизатора	201
3. Вероятностная оценка долговечности основной стойки шасси	207
Список литературы	211

Борис Васильевич Бойцов

НАДЕЖНОСТЬ ШАССИ САМОЛЕТА

Редактор издательства *Н. А. Педченко*
Технический редактор *Т. С. Старых*

Художник *А. С. Вендров*
Корректор *В. Е. Блохина*

Сдано в набор 11/XI-1975 г. Подписано к печати 20/V-1976 г. Т-06753 Формат 60×90¹/₁₆
Бумага № 2 Печ. л. 13,5 Уч.-изд. л. 12,35 Цена 54 коп. Тираж 3400 экз. Зак. № 1344/474

Издательство «Машиностроение», 107885. Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.
Московская типография № 6 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
109088, Москва, Ж-88, Южнопортовая ул., 24.

Цена 54 коп.



Б.В. Бойцов • Надежность шасси самолета