

Прочность гидравлических систем управления самолетом

© И.С. Шумилов

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

Приведены рекомендации по обеспечению необходимой прочности ГСУС и ее элементов, основанные на опыте обеспечения прочности авиационных систем и их элементов, подтвержденном эксплуатацией огромного парка самолетов.

Ключевые слова: прочность, статическая прочность, циклическая прочность, гидравлическая система, ресурс, надежность, безопасность, разрушающие напряжения, расчетная нагрузка, коэффициент безопасности, коэффициент надежности.

Введение. Прочность гидравлической системы управления самолетом (ГСУС) и ее элементов — это свойство системы и ее элементов сохранять целостность (не разрушаться) во всех допустимых условиях эксплуатации в течение заданного ресурса, обеспечивая необходимый уровень безопасности и требования надежности полетов. Такая система представляет собой комплекс систем управления рулями (элероны, интерцепторы, рули высоты, стабилизатор, рули направления, закрылки, предкрылки и пр.), шасси, передним колесом передней стойки шасси, тормозами колес шасси, реверсом тяги двигателей и др. В ГСУС также входит гидравлическая система (ГС), обеспечивающая гидравлической энергией все перечисленные выше системы самолета. Прочность ГСУС — одна из главнейших ее характеристик, требует к себе внимательного отношения, и обеспечивается как расчетными, так и экспериментальными методами на специальных стендах и натурных ГСУС. Прочность подразделяют на статическую и циклическую (сопротивление усталости).

Статическая прочность определяется нормами прочности в нормах летной годности самолетов (НЛГС) и в авиационных правилах АП-25, обеспечивается проектированием на расчетные нагрузки [1, 2]. При этом несущая способность элементов ГСУС оценивается по разрушающим напряжениям, которые рассчитываются или находятся экспериментально в ходе проведения статических испытаний натурных образцов системы и ее элементов [3].

Статическая прочность конструкции ГСУС проверяется на расчетные нагрузки P_p :

$$P_p = f P_э,$$

где $P_э$ — эксплуатационная нагрузка; f — коэффициент безопасности. Существуют исключения, регламентированные НЛГС, когда расчетные нагрузки заданы.

В некоторых случаях предусмотрено введение дополнительного коэффициента безопасности $f_{\text{доп}}$ для отдельных частей конструкции:

$$P_p = f f_{\text{доп}} P_э.$$

Конструкция должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение по крайней мере трех секунд.

Ниже приведены требования к прочности элементов механической части проводки управления как при ручном, так и при бустерном управлении. При этом, если не указан меньший коэффициент безопасности, расчетную нагрузку следует определять при $f = 2,0$. Если в системе управления установлены специальные устройства, предназначенные для уменьшения усилий в проводке, разрешается для проверки прочности учитывать наличие указанных устройств; расчетные условия должны быть установлены изготовителем по согласованию с компетентным органом государства-изготовителя. Усилия в деталях управления рулями (управляемый стабилизатор, элероны, закрылки и предкрылки) должны определяться при их нейтральном (убранном) положении, при крайних положениях и при любом промежуточном, если в этом положении усилия могут быть выше, чем при других положениях.

Во всех случаях необходимо учитывать дополнительные усилия, возникающие в проводке от симметричной (для элеронов) или от асимметричной части (для горизонтального и двухкилевого вертикального оперения) шарнирного момента, которые взаимно уравниваются через проводку управления и не передаются на ручку (штурвал) или педаль.

При наличии в системе управления вспомогательных и автоматических устройств (бустер, автопилот, автоматы устойчивости и управляемости, автомат изменения передаточных чисел и др.) усилия в деталях управления рулями должны определяться с учетом действия перечисленных устройств. При необратимом бустерном управлении значения эксплуатационного шарнирного момента $M_{э,ш}$ и коэффициента безопасности f , в соответствии с которыми должна быть проверена прочность элементов управления между бустером и органом управления (отклоняемой поверхностью), находятся для следующих случаев:

1) при нагружении элеронов, рулей направления и высоты (управляемого стабилизатора), закрылков и предкрылков, за исключе-

нием случаев нагружения рулей и элеронов при полете в неспокойном воздухе, и рулей направления при остановке двигателей, если:

- $M_{\text{аэр}} \geq M_{\text{буст} + \text{доб}}$, $M_{\text{э.ш}} = M_{\text{буст} + \text{доб}}$ при $f = 2,0$;
- $M_{\text{аэр}} < M_{\text{буст} + \text{доб}}$, $M_{\text{э.ш}} = M_{\text{аэр}}$ при $f = 2,0$ или $M_{\text{э.ш}} = M_{\text{буст} + \text{доб}}$ при $f = 1,5$ в зависимости от того, какое из значений больше;

2) при нагружении рулей и элеронов в полете в неспокойном воздухе и рулей направления при остановке двигателей $M_{\text{э.ш}} = M_{\text{аэр}}$ при $f = 1,5$.

Здесь $M_{\text{аэр}}$ — максимальный эксплуатационный (до уравнивания) шарнирный момент от аэродинамических сил, действующих на органы управления в рассматриваемых случаях их нагружения; $M_{\text{буст} + \text{доб}}$ — максимальный момент, развиваемый бустером при номинальном давлении в гидросистеме и нулевой скорости перемещения штока с учетом добавочного момента от ручки (штурвала, педали), автоматических устройств и т. п. (при двухкамерных бустерах следует рассматривать момент, развиваемый обеими камерами).

Детали управления рулем высоты (управляемым стабилизатором). Для деталей управления рулем высоты эксплуатационную нагрузку на ручку (штурвал) управления (в месте приложения усилия пилота) следует принимать по требованиям НЛГС [2]:

- 640 Н (65 кгс) при $m_{\text{взл}} \leq 2\,500$ кг ($m_{\text{взл}}$ — масса взлета);
- 1 180 Н (120 кгс) при $m_{\text{взл}} \geq 10\,000$ кг.

Если управление рулем высоты осуществляется штурвалом, обод которого состоит из двух отдельных частей (рогов), то указанная выше нагрузка делится поровну между обоими рогами. Дополнительно рассматривается действие только на один рог нагрузки, равной 65 % от нагрузки, приведенной выше.

Детали управления рулем направления. Эксплуатационная односторонняя (на одну педаль) нагрузка от ноги пилота:

- 880 Н (90 кгс) при $m_{\text{взл}} \leq 2\,500$ кг;
- 1 230 Н (125 кгс) при $m_{\text{взл}} \geq 10\,000$ кг.

Нагрузку на педаль следует направлять по линии, соединяющей центр сидения с точкой приложения ноги к педали. Для двухсторонней нагрузки (одновременно на две педали) необходимо устанавливать нагрузку, равную удвоенному усилию при односторонней нагрузке.

Детали управления элеронами. Нагрузка прикладывается к ручке вбок (в месте приложения усилия пилота), при штурвальном управлении — вниз, по касательной к ободу штурвала с одной стороны. Эксплуатационная нагрузка на ручку:

- 320 Н (32,5 кгс) при $m_{\text{взл}} \leq 2\,500$ кг;
- 640 Н (65 кгс) при $m_{\text{взл}} \geq 10\,000$ кг.

Эксплуатационная нагрузка на штурвал:

- 640 Н (65 кгс) при $m_{взл} \leq 2\,500$ кг;
- 780 Н (80 кгс) при $m_{взл} \geq 10\,000$ кг.

Управление элеронами также должно быть рассчитано на эксплуатационные шарнирные моменты, полученные по результатам испытаний в аэродинамических трубах при нагружении элерона в неотклоненном положении.

Для самолетов, у которых $2\,500 < m_{взл} < 10\,000$, эксплуатационную нагрузку на ручку (штурвал, педаль) следует определять линейной интерполяцией между значениями эксплуатационных нагрузок на ручку (штурвал, педаль) при $m_{взл} = 2\,500$ и $10\,000$ кг.

При одновременном действии элеронами и рулями (стабилизатором) детали управления должны быть проверены на одновременное действие нагрузок при управлении:

- рулем высоты (управляемым стабилизатором) и рулем направления;
- рулем высоты (управляемым стабилизатором) и элеронами;
- рулем направления и элеронами.

Значение этих нагрузок следует принять равной 75 % от эксплуатационных нагрузок при изолированном нагружении.

При двойном управлении детали управления следует проверять на изолированное действие одного пилота и на одновременное действие двух пилотов как в одну и ту же, так и в противоположные стороны; при этом нагрузку от каждого пилота следует принимать равной 75 % от нагрузки, указанной выше.

Прочность каждой ветви дублированной проводки управления проверяется на 65 % нагрузок от указанных выше.

Детали управления закрылками и предкрылками. Эксплуатационная нагрузка для таких деталей определяется как усилие на ручку (штурвал), вычисляемое в соответствии с эксплуатационным шарнирным моментом рассматриваемой поверхности управления и передаточным числом механизма управления. Эксплуатационная нагрузка не может быть менее 320 Н (32,5 кгс) при возможном действии на ручку только одной рукой и менее 640 Н (65 кгс) при возможном действии на ручку двумя руками. Детали управления следует дополнительно проверить на нагрузки, развиваемые приводом при заклинивании управляемой поверхности по одну сторону от оси симметрии самолета.

Рычаги управления двигателем, кранами и другими устройствами (малые рукоятки управления). Для проверки прочности элементов проводки управления двигателем, клапанами и другими агрегатами, управляемыми малыми рукоятками, эксплуатационная нагрузка для этих рукояток берется не менее 147 Н (15 кгс).

Детали управления торможением колес самолета. При управлении одним пилотом на каждую педаль торможения должна быть приложена эксплуатационная нагрузка:

- 490 Н (50 кгс) при $m_{\text{взл}} \leq 2\,500$ кг;
- 690 Н (70 кгс) при $m_{\text{взл}} \geq 10\,000$ кг

с линейной интерполяцией для промежуточных значений $m_{\text{взл}}$. Точка приложения нагрузки — передняя кромка педали. При двойном управлении дополнительно проводится проверка прочности при действии двух пилотов, каждый из которых прикладывает 75 % от указанных выше нагрузок.

При введении авиационных правил АП-25 изложенные требования немного изменились. Эксплуатационные нагрузки и моменты, кгс, прикладываемые пилотом к различным органам управления, в соответствии с АП-25 приведены ниже:

Элероны:	
ручка управления	45
штурвал ¹	36D
Руль высоты:	
ручка управления	113
штурвал:	
симметрично	136
несимметрично ²	78
Руль направления	136

¹Часть проводки управления элеронами, для которой этот случай является расчетным, также должна быть рассмотрена на действие одной тангенциальной силы, которая в 1,25 раза больше силы, вызывающей момент, кгс·м; *D* — параметр штурвала, м.

²Несимметричная сила прикладывается к одному из обычных мест захвата на периметре штурвала управления.

Каждый элемент ГС должен быть сконструирован так, чтобы:

1) выдерживать контрольное (proof) давление без возникновения утечки рабочей жидкости или остаточной деформации, препятствующей выполнению предназначенных функций, и предельное давление без разрушения. Значения контрольного и предельного давления, определяемые в зависимости от расчетного рабочего давления (РРД), приведены ниже:

	Контрольное давление (×РРД)	Предельное давление (×РРД)
Трубы и соединения	1,5	3,0
Сосуды под давлением, содержащие газ:		
высокого давления (например, аккумуляторы)...	3,0	4,0
низкого давления (например, баки)	1,5	3,0
Рукава	2,0	4,0
Другие элементы	1,5	2,0

2) выдерживать без возникновения деформаций, которые могли бы воспрепятствовать выполнению предназначенных функций, расчетное рабочее давление в сочетании с максимальными эксплуатационными нагрузками;

3) выдерживать без разрушения РРД умноженное на коэффициент 1,5 в сочетании с предельной нагрузкой на конструкцию, которая может возникнуть с достаточным основанием;

4) выдерживать усталостные воздействия от всех циклических давлений, включая случайные, и соответствующих экстремальных нагрузок, принимая во внимание последствия отказов элементов;

5) сохранять работоспособность при всех условиях окружающей среды, для которых сертифицируется воздушное судно.

Каждая ГС должна:

1) иметь средства, расположенные в кабине экипажа, для индикации соответствующих параметров системы, если она выполняет функцию, необходимую для продолжения полета и посадки, в случае неисправности в ГС необходимы парирующие действия летного экипажа для обеспечения продолжения полета и посадки;

2) иметь средства для гарантии, что давление в системе, включая давление от изменения объема жидкости в баках, находится в пределах таких проектировочных возможностей каждого элемента, чтобы элементы могли выдержать все возможные эксплуатационные воздействия;

3) иметь средства для минимизации проникания вредной концентрации гидравлической жидкости или паров в кабину или пассажирские салоны во время полета;

4) удовлетворять противопожарным требованиям к ГС, если используется воспламеняющаяся гидравлическая жидкость.

Испытания ГС. Гидравлическая система должна быть испытана на функционирование на воздушном судне при нормальной работе по диапазону перемещений всех связанных систем — пользователей. Испытание должно быть проведено при давлении предохранения, в 1,25 раза превышающем РРД, если предохранительное устройство по давлению не является частью конструкции системы. Зазоры между элементами ГС и другими системами или элементами конструкции должны оставаться в заданных пределах, вредных воздействий быть не должно.

Собранная ГС должна быть испытана статическим давлением для подтверждения ее способности выдерживать давление, превышающее РРД в 1,5 раза, без деформации любой части системы, которая могла бы препятствовать выполнению системой своих функций. Зазор между элементами конструкции и элементами ГС должен быть достаточным, вредная остаточная деформация должна отсутствовать. Для проведения

этих испытаний предохранительный клапан может быть отключен, чтобы создать необходимое давление.

Соответствие ГС требованиям должно быть подтверждено испытаниями на функционирование, ресурс, а также анализом. Все ГСУС и ГС или их подсистемы должны быть испытаны на самолете или на стендах для определения соответствия требуемым характеристикам и сопоставления с другими системами самолета. Испытания на функционирование должны включать в себя имитацию условий отказа ГС, испытания на ресурс — имитацию повторяющихся полетных циклов, которые могут быть при эксплуатации. Элементы системы, отказавшие в испытаниях, должны быть доработаны для исключения конструктивного недостатка и, если необходимо, испытаны вновь в необходимом объеме. Имитация условий работы и внешних нагрузок для элементов и соответствующих участков систем должна быть достаточной для оценки влияния внешних факторов. При оценке соответствия требованиям АП-25 следует учитывать:

- статические и динамические нагрузки, действующие в полете и на земле, нагрузки от рабочего тела, пилота, инерционные и температурные нагрузки и их комбинации;

- перемещение элементов системы, вибрацию, давление рабочего тела при переходных процессах и усталость;

- абразивный износ, коррозию и эрозию;

- совместимость жидкостей и материалов;

- утечки и износ.

Элементы ГСУС и ГС должны быть выполнены, установлены и (или) защищены так, чтобы в случае утечки:

- токсичная гидрожидкость или ее пары в концентрации, превышающей заданную, не могли проникнуть в кабины экипажа и пассажиров;

- попадание нетоксичной жидкости в кабины экипажа и пассажиров не приводило к ситуации, худшей, чем ситуация усложнения полета.

Испытания системы наддува и пневмосистемы. Элементы системы наддува должны быть испытаны давлением на разрушение, превышающим в 2 раза максимальное нормальное рабочее давление системы, и контрольным давлением, которое в 1,5 раза выше максимального нормального рабочего давления. Элементы пневмосистемы должны быть испытаны давлением на разрушение, в 3 раза большим максимального нормального рабочего давления системы, а также контрольным давлением, превышающим в 1,5 раза максимальное нормальное рабочее давление. Эти испытания могут быть заменены анализом (расчетом, исследованием), если администрация докажет его эквивалентность требуемому испытанию.

Работа системы наддува и пневмосистемы не должна вызывать взрыва на самолете.

Размещение трубопроводов и агрегатов систем кондиционирования воздуха (СКВ) должно быть таким, чтобы при их возможном разрушении воздействие горячего воздуха температурой более 200 °С на элементы конструкции и другие системы самолета не привело к ситуации худшей, чем сложная ситуация.

Усталостная прочность ГСУС, ГС и ее элементов (сопротивление усталости) — свойство конструкции противостоять усталости. *Выносливость* — свойство конструкции противостоять возникновению и развитию усталостных повреждений. Требования к усталостной прочности определяются нормами прочности в НЛГС и АП-25 и направлены на обеспечение заданной безопасности и надежности конструкции самолета в течение заданного ресурса при действии всей совокупности переменных нагрузок на всех режимах и этапах эксплуатации самолета за весь срок службы системы [1, 2].

Необходимо проводить испытания на выносливость, под которыми понимается экспериментальное определение количественных характеристик выносливости путем многократного приложения к конструкции переменных нагрузок.

Назначенный ресурс конструкции самолета и его систем, включая ГСУС и ГС, выражается числом летных часов или числом циклов функционирования и не должен превышать допустимую наработку в эксплуатации по условиям выносливости конструкции. Допустимая наработка в эксплуатации по условиям выносливости конструкции самолета и его систем определяется на основе результатов лабораторных испытаний на выносливость конструкции в целом и (или) таких испытаний на выносливость, которые по условиям нагружения и охвату возможных слабых мест приближаются к условиям испытаний конструкции в целом.

Назначенный ресурс подтверждается результатами проведенных испытаний по следующим основным разрушающим факторам для критических деталей:

- накопление усталостных повреждений в силовых деталях;
- износ уплотнений подвижных соединений;
- тепловое старение резиновых уплотнений;
- износ подшипников.

В целях сокращения финансовых затрат и времени испытаний допускаются ускоренные испытания по специально разработанным методикам. Время испытаний сокращается за счет форсирования режимов испытаний — скорости движения выходного звена, давления и температуры рабочей жидкости, нагрузки на выходном звене с сохранением

эквивалентности по накоплению усталостных повреждений и за счет увеличения частоты циклов нагружения. Степень ускорения ограничивается максимально допустимыми температурами рабочей жидкости и применяемых материалов, максимально располагаемыми скоростями, нагрузками и частотами изменения нагрузки.

Испытания на выносливость. Такие испытания проводятся на совокупность внешних воздействий и переменных нагрузок, соответствующих воздействиям и нагрузкам на рассматриваемую конструкцию в эксплуатации.

Программа испытаний на выносливость должна отражать все режимы нагружения, имеющие место в условиях эксплуатации, для которых сочетание переменных нагрузок и числа циклов нагружения может повлиять на ресурс. Если программа испытаний предусматривает нагружение конструкции ограниченным числом ступеней нагрузки, то характеристики выбранных ступеней должны возможно ближе соответствовать характеристикам режимов, нагрузки которых вносят наибольшую долю усталостной повреждаемости. При этом для опасных по усталостной прочности мест конструкции расчетом должны быть определены эквиваленты между нагрузками при испытаниях и в эксплуатации с учетом возможного отличия эквивалента на стадии до возникновения усталостного повреждения от эквивалента на стадии развития усталостного повреждения, а также с учетом возможного рассеяния параметров условий эксплуатации.

Программа испытаний и значения эквивалентов должны уточняться на основе опыта эксплуатации и сравнительного анализа результатов лабораторных испытаний на выносливость и данных о техническом состоянии парка самолетов.

Программа испытаний на выносливость должна основываться:

- на типовом полете (или совокупности типовых полетов совместно с относительной долей их осуществления), включающем режимы буксировки, выруливания на старт, опробования двигателей на земле, разбега, набора высоты, полета на крейсерском режиме, снижения, захода на посадку, пробег и заруливания на стоянку с учетом их продолжительности (протяженности) и других параметров, характеризующих каждый из указанных режимов;
- повторяемости нагрузок, вызванных воздействием атмосферной турбулентности, с учетом различных высот полета и разных географических районов, соответствующих трассам эксплуатации самолета;
- повторяемости маневренных нагрузок, связанных с условиями и правилами эксплуатации самолета данного типа;
- повторяемости нагрузок при посадке, работе двигателей и при движении по земле (буксировка, руление, разбег, пробег);

- повторяемости нагрузок при использовании средств механизации крыла и различных способов торможения самолета в воздухе и на земле, а также при применении в полете различного рода автоматических устройств;

- повторяемости избыточного давления в герметической кабине в процессе нормальной эксплуатации и при ее опрессовках после ремонтов.

При испытаниях на выносливость подвижных элементов силовой конструкции (система выпуска и уборки шасси, закрылков и др.) должно воспроизводиться необходимое сочетание переменных нагрузок и движения в целях учета влияния износа и коррозии в сочленениях, а также изменений напряженности, связанных с кинематикой движения, если на основе проведенного анализа или имеющегося опыта установлено, что это влияние может оказаться существенным.

Допустимая наработка в эксплуатации, соответствующая характеристикам выносливости, полученным при лабораторных испытаниях идентичных конструкций по одной и той же программе, определяется делением на суммарный коэффициент надежности η среднего числа циклов (блоков) испытаний, которое конструкция выдержала с обеспечением необходимых требований:

$$\eta = \eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4 \eta_5,$$

где η_1 — коэффициент, учитывающий возможные неточности при составлении программы испытаний и при использовании расчетных методов для предварительной оценки срока службы; η_2 — коэффициент, учитывающий степень опасности разрушения; η_3 — коэффициент, учитывающий достоверность данных о повторяемости нагрузок; η_4 — коэффициент, учитывающий разброс циклической долговечности идентичных образцов; η_5 — дополнительный коэффициент.

Требования к ресурсу включают в себя требования к сопротивлению усталости в заданных условиях эксплуатации при заданных коэффициентах надежности с обеспечением отсутствия разрушения или потери внешней герметичности, приводящей к отказу ГС. Условия эксплуатации задаются параметрами внешних воздействующих факторов и режимами работы. В общем случае, последние характеризуются длительностью, диапазонами, амплитудой, частотой, числом циклов изменения параметров (входных воздействий, рабочих перемещений, эксплуатационных деформаций, внешних нагрузок, давления рабочего тела, температуры рабочего тела и температуры окружающей среды и т. д.).

Требования к наработке в заданных условиях эксплуатации предъявляются к агрегатам и элементам ГСУС и ГС, параметры которых приведены в техническом задании (ТЗ), зависят от факторов, связанных с износом, тепловым старением или накоплением усталостных поврежде-

дений. Обеспечение указанных требований должно подтверждаться стендовыми испытаниями.

Для агрегатов и элементов ГСУС, имеющих детали, критичные только к тепловому старению, допускается подтверждение требований к наработке данными, взятыми из технической документации на эти детали.

Для агрегатов и элементов ГСУС, имеющих детали, критичные только к накоплению усталостных повреждений, допускается подтверждение требований к наработке испытаниями на повторно-статические нагружения с постоянной амплитудой нагрузки и с числом циклов нагружений, эквивалентным эксплуатационному спектру нагружений.

Наработка ресурса и испытания на механические внешние воздействующие факторы должны выполняться на одном и том же агрегате.

Требования по сопротивлению усталости предъявляются к агрегатам и элементам ГСУС, для которых эквивалентная нагрузка типового полетного спектра нагружений составляет более 5 % от максимальной расчетной нагрузки, при этом не учитываются нагрузки с эквивалентным значением от нулевого цикла, равным менее 5 % от максимальной расчетной нагрузки.

Требования к сопротивлению усталости задаются в программе испытаний или в ТЗ на агрегат числом циклов нагружений с постоянной амплитудой нагрузки, эквивалентным эксплуатационному спектру нагружений, с учетом принятых коэффициентов надежности. Нагрузку эквивалентного спектра нагружений для линии нагнетания (наддува) целесообразно принимать равной номинальному давлению рабочего тела, для линии слива — 70 % от максимального значения сливного давления (50 кгс/см²), для линии питания — 70 % от максимального значения заброса давления (15 кгс/см²) в линии питания (10 кгс/см²), для других случаев — максимальному значению эксплуатационной нагрузки.

Значения коэффициентов надежности принимаются в соответствии с НЛГС с учетом следующих дополнений:

- при программе испытаний, достаточно полно отражающей совокупность повторяющихся в эксплуатации нагрузок как по величине, так и по последовательности их действия, $\eta_1 = 1,0$;
- если цикл с постоянной амплитудой нагрузки отражает наиболее характерное нагружение конструкции, определяющее ее усталостную повреждаемость, то $\eta_1 = 1,0 \dots 1,5$ (может быть принят при соответствующем обосновании);
- если расчетом показано, что усталостное повреждение в начале своего развития может быть надежно обнаружено при послеполетных осмотрах, то $\eta_2 = 1,0$;

- во всех остальных случаях $\eta_2 = 1,2$;
- если используются надежные экспериментальные материалы о повторяемости нагрузок, полученные для данного типа самолета за сравнительно большой период эксплуатации, и учтены возможные различия в нагружении, связанные с особенностями эксплуатации, то $\eta_3 = 1$;
- если приняты усредненные данные о повторяемости нагрузок, полученные по результатам летных испытаний, то $\eta_3 = 1,5$;
- если приняты данные о повторяемости нагрузок, определенные по результатам расчета, то $\eta_3 = 2,0$;
- коэффициент η_4 рекомендуется назначать из условия испытаний не менее двух агрегатов (элементов) и в зависимости от числа испытываемых образцов:

Число образцов ...	1	2	3	4	5	6
η_4	5,0	4,0	3,5	3,2	3,1	3,0

Если при испытании идентичных конструкций отношение максимального (N_{\max}) и минимального (N_{\min}) числа циклов при достижении усталостного повреждения превышает приведенные ниже значения:

Число образцов	2	3	4	5	6
N_{\max}/N_{\min}	1,4	1,7	1,9	2,1	2,3

то число испытываемых образцов должно быть увеличено. При подтверждении обеспечения требований к сопротивлению усталости расчетом принимается, что $\eta_4 = 5$ и вводится дополнительный коэффициент $\eta_5 = 2$.

При предварительном подтверждении обеспечения требований к сопротивлению усталости расчетом, в случае последующего подтверждения указанных требований испытаниями, принимается $\eta_4 = 3$ и $\eta_5 = 2$.

Испытания на сопротивление усталости. Таким испытаниям подвергаются:

- агрегаты, разрушение которых приводит к отказу ГС, ГСУС или к ситуации хуже ситуации усложнения условий полета;
- трубопроводы, выполняющие функции компенсаторов температурных и эксплуатационных перемещений или обеспечивающие подвод рабочей жидкости к подвижным агрегатам ГС, ГСУС и взаимодействующих функциональных систем;
- элементы ГС собственной разработки, если нет данных, подтверждающих их достаточную выносливость.

Допускается подтверждение назначенного ресурса по циклической прочности проведением ускоренных испытаний с форсированием их

по температуре, нагрузке и частоте нагружений при условии их эквивалентности режимам, заданным в ТЗ:

- температура рабочей жидкости не должна превышать максимальную рабочую температуру, приведенную в ТЗ;
- нагрузка не должна превышать 50 % от разрушающей нагрузки;
- частота эквивалентных нагружений для нагрузок, обусловленных включениями ГС, включениями и работой взаимодействующих функциональных систем при испытаниях на усталость, должна составлять не более 5 Гц. При испытаниях гидроагрегатов с деталями из титановых и алюминиевых сплавов частоту циклов не рекомендуется назначать более 3 Гц;

- частота эквивалентных нагружений для нагрузок, обусловленных пульсацией давления с частотой 300...800 Гц, создаваемой насосами, определяется возможностями испытательного оборудования с введением соответствующих коэффициентов, которые учитывают соотношение частот эксплуатационных и эквивалентных нагружений;

- испытания на усталость проводятся при нормальной температуре рабочей жидкости $t = (35 \pm 10)^\circ\text{C}$ и окружающей среды $t = (25 \pm 10)^\circ\text{C}$, необходимо отрабатывать температурные режимы, если температура рабочей жидкости и окружающей среды более 120°C для гидроагрегатов, в которых есть силовые детали из алюминиевых сплавов, или более 250°C для гидроагрегатов, в которых имеются силовые детали из сталей или титана.

На основании проведенных испытаний устанавливается начальный назначенный ресурс, который последовательно (по этапам) увеличивается по мере выработки начального или очередного назначенного ресурса на основании:

- уточнения характера и условий эксплуатации парка самолетов и соответственно нагруженности элементов ГСУС и ГС;
- результатов дополнительных лабораторных испытаний на выносливость;
- опыта эксплуатации парка самолетов данного типа.

Выводы и рекомендации. Опыт обеспечения прочности авиационных систем и их элементов, как наиболее полный и отработанный на огромном парке эксплуатирующихся самолетов, целесообразно распространить и на системы, применяемые на любых стационарных и мобильных объектах, для которых надежность и безопасность являются важнейшими факторами при их эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Авиационные правила АП-25. *Нормы летной годности самолетов транспортной категории*. Ленинград: ЛИИ им. М.М. Громова, 1994.

- [2] *Нормы летной годности гражданских транспортных самолетов СССР*. Москва, Изд-во ЦАГИ, 1985.
- [3] Шумилов И.С. *Системы управления рулями самолетов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 469 с.

Статья поступила в редакцию 08.06.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Шумилов И.С. Прочность гидравлических систем управления самолетом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 4. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/hydro/690.html>

Шумилов Игорь Серафимович родился в 1938 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1961 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры «Гидромеханика, гидромашины и гидропневмоавтоматика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Действительный член Международной академии наук и искусств, Председатель Технического комитета Т12-419 Госстандарта РФ, руководитель Сертификационного центра в системе сертификации ГОСТ Р. Автор более 150 научных публикаций и 50 изобретений. e-mail: shumilov-it@yandex.ru