

УДК 621.003.13

Я.В. САФРОНОВ, О.В. САФРОНОВА, Я.Я. СПАСИТЕЛЕВ

*Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского, «ХАИ», Украина*

ФАКТОРЫ ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТОВ

Статья посвящена экономическому обоснованию применения автоматизации при проведении прочностных испытаний авиационных конструкций. Выделены основные факторы, обуславливающие экономическую эффективность автоматизированных систем прочностных испытаний, как при испытаниях, так и при эксплуатации самолетов. Произведен анализ влияния автоматизации прочностных испытаний на изменение ресурса конструкций самолета. Получены формулы, которые можно будет использовать в дальнейшем при расчетах экономических эффектов от повышения ресурса самолета или снижения массы испытываемой конструкции.

Ключевые слова: факторы экономического обоснования, автоматизация испытаний на прочность, амортизационный ресурс и вес авиационных конструкций.

1. Постановка задачи

Решающим условием повышения эффективности производства является ускоренное внедрение результатов научно-технического прогресса [1]. Наличие новейшего наземного экспериментального оборудования является обязательным условием прогресса современной авиационной науки и техники. Постоянное усложнение тактико-технических требований к самолетам влечет за собой рост конструкционной сложности и увеличение размеров экспериментального наземного оборудования и аппаратуры, что приводит к значительному росту инвестиций в сооружение испытательных систем и на проведение экспериментальных исследований.

Большой удельный вес в общей стоимости и трудоемкости всего конструкторско-производственно-эксплуатационного цикла занимают испытания на прочность и контроль надежности конструкции самолета. Одним из важнейших этапов разработки конструкций самолетов являются лабораторные натурные испытания на прочность как самолета в целом, так и его важнейших узлов, агрегатов и частей [2]. При современном уровне знаний в области усталостной прочности натурные лабораторные испытания являются пока наиболее эффективным средством для выявления слабых участков конструкций самолетов и установления допустимого срока эксплуатации [3]. Это же касается и статических испытаний, результаты которых используются для уточнения методов расчета и служат основным критерием определения запасов прочности самолетов при нагружениях и тепловых режимах [2, 3].

На разных стадиях создания самолета проводятся статические, динамические и усталостные испытания, как отдельных элементов, так и конструкции в целом. При этом расходуются большие материальные средства (натурные образцы самолетов, их агрегаты, части и т.д.). Трудоемкость подготовки к испытаниям и проведение их исчисляется многими тысячами человеко-часов, а процесс испытаний занимает несколько лет [4].

В целях снижения трудоемкости проведения испытаний конструкций самолетов, а также сокращения сроков и повышения качества эксперимента необходимо шире применять автоматизированные системы прочностных испытаний (АСПИ) конструкций самолетов. Особенно остро встал вопрос об автоматизации процесса управления экспериментом при испытаниях на прочность конструкций широкофюзеляжных и сверхзвуковых самолетов. В данном случае вручную невозможно управлять быстродействующими системами нагревания и нагружения конструкции, а также регистрирующей аппаратуры. При тепловых статических испытаниях конструкции сверхзвуковых самолетов выполнение сложных программ одновременного нагревания и нагружения обеспечивается лишь при условии автоматизации процесса управления экспериментом [4].

Таким образом, целесообразность применения автоматизированных систем, которые используются при испытаниях конструкций самолетов на прочность, очевидна. В этой связи большое значение приобретает вопрос

определения экономической эффективности от внедрения таких систем, а именно, определение экономических эффектов, получаемых во всех звеньях конструкторско-производственно-эксплуатационного цикла.

2. Факторы экономического обоснования эффективности АСПИ самолетов в сфере испытаний конструкции самолета

Главной целью большинства испытаний на прочность является определение зависимости между действующими напряжениями и числом циклов нагружения, необходимыми для разрушения исследуемой конструкции. Для этого, в процессе прочностных испытаний разрушают несколько образцов конструкции и получают зависимости, связывающие величину прикладываемой нагрузки (или величину напряжения, возникающего в месте разрушения конструкции) и количество циклов при которых конструкция разрушается. По результатам испытаний строится ряд кривых, образующих поле допуска. От того насколько точно задаются нагрузки, и с какой точностью проводятся замеры напряжений в испытываемых конструкциях, зависит ширина поля допусков. Чем точнее выполняется прочностной эксперимент, тем меньше разброс получаемых параметров и тем ближе границы поля допусков к кривой средних значений, которая соответствует прочностным испытаниям, выполняемым с минимальными погрешностями.

Согласно теории прочности летательных аппаратов [4], ресурс конструкции назначается по кривой, находящейся ближе всех к осям координат и носящей название кривой безопасного срока службы. Таким образом, величина назначаемого безопасного срока службы самолета тем больше, чем точнее проводятся прочностные испытания планера.

В условиях функционирования автоматизированной системы испытаний самолетов могут наблюдаться следующие факторы, влияющие на повышение экономической эффективности эксперимента в процессе испытания конструкции самолета на прочность:

- снижение трудоемкости и времени выполнения программы прочностных испытаний конструкций самолетов;
- снижение потребного количества испытываемых натуральных образцов конструкции самолета, его отдельных узлов и частей.

Рассмотрим более подробно проявление факторов экономического обоснования эффективности применения АСПИ.

2.1. Снижение трудоемкости и времени выполнения программы прочностных испытаний конструкций самолетов

При внедрении АСПИ снижение себестоимости испытаний связано с сокращением суммарных текущих издержек за весь период испытаний необходимого количества натуральных образцов конструкций самолета в результате того, что автоматизация испытаний обеспечивает быстрое действие нагружения конструкции, измерения, сбора, обработки и представления информации о состоянии испытываемой конструкции и тем самым приводит к снижению трудоемкости этого вида работ. Снижается также трудоемкость и сокращается продолжительность работ по анализу результатов эксперимента вследствие автоматизации не только расчетных, но и графических работ. Построение с помощью ЭВМ графиков обработки показаний датчиков, регистрация параметров переменных режимов на графопостроителе и в табличной форме позволяют повысить точность обработки информации. Таким образом, при внедрении АСПИ отпадает необходимость в расчетной группе работников, так как все расчеты выполняются на ЭВМ; отпадает также необходимость в контроле процесса испытаний и регистрации показаний приборов, т.е. изменяются функции контролеров.

Важным показателем технико-экономической эффективности АСПИ является сокращение времени проведения всего комплекса прочностных испытаний самолета. Экономия времени относится к одному из важнейших критериев оптимальности «эффективность-стоимость-время» и в ряде случаев при принятии определенного решения выдвигается на первое время.

2.2. Снижение потребного количества испытываемых натуральных образцов конструкции самолета, его отдельных узлов и частей

АСПИ позволяет повысить точность воспроизведения нагрузок и исключить незапланированное разрушение дорогостоящей конструкции. Снижение погрешностей задания, исполнения и измерения нагрузок до 0,5 – 1%, расширение программы испытаний (увеличение числа расчет-

ных случаев нагружения и проверка прочности на все случаи при каждом этапе нагружения) дают возможность не только ускорить испытания во времени, но и уменьшить потребное количество испытываемых натуральных образцов самолетов и их частей в результате повышения достоверности результатов испытаний.

3. Факторы экономического обоснования эффективности АСПИ самолетов в сфере эксплуатации конструкции самолета

Важным результатом автоматизации испытаний конструкций самолетов является повышение их качества. Внедрение АСПИ не только ускоряет процесс прочностных испытаний и повышает его достоверность, но и увеличивает объем и качество получаемой информации, что позволяет:

- выбрать оптимальную массу конструкции и ее ресурс (амортизационный и межремонтный);
- сократить затраты на ремонт и доработку конструкции от усталостных повреждений;
- повысить эксплуатационную надежность самолета.

При этом следует рассматривать два случая: первый – когда серийное производство самолетов начинается после завершения всего комплекса прочностных испытаний конструкций и второй – когда серийное производство самолетов начинается еще до завершения всего цикла испытаний их конструкций.

В первом случае внедрение АСПИ дает возможность существенно снизить погрешность при проведении прочностных испытаний и установить оптимальную величину амортизационного ресурса конструкции, а также получить необходимые данные для разработки плана осмотра конструкции при эксплуатации, и, следовательно, установить оптимальный объем работ по ее осмотру.

Во втором случае внедрение АСПИ позволяет снизить затраты на ремонт усталостных повреждений и доработку конструкции в процессе эксплуатации самолета, выбрать оптимальные межремонтные сроки еще в начальный период эксплуатации самолета, снизить дополнительную массу конструкции самолета, вызванную доработками ее.

Рассмотрим более подробно проявление данных факторов экономической эффективности АСПИ.

3.1. Увеличение амортизационного ресурса испытываемых конструкций самолетов

Согласно требованиям к обеспечению безопасности полета по условиям выносливости, конструкция самолета должна в течение определенного времени эксплуатации (установленного ресурса) выдерживать без разрушений, угрожающих безопасности полета, воздействие повторяющихся в эксплуатации нагрузок [2, 3]. Начальный ресурс, выраженный в количестве летных часов и числе полетов, устанавливается перед началом эксплуатации самолета на основе прочностных испытаний его основных частей, а также других испытаний на выносливость, которые по условиям нагружений и охвату возможных слабых мест конструкции приближаются к условиям испытания основных частей конструкции самолета.

В соответствии с нормами летной годности [2], ресурс какой-либо части самолета N_0 по условиям выносливости определяется делением на коэффициент надежности μ среднего числа циклов N_{cp} , которое выдерживает конструкция при испытании на выносливость идентичных образцов по одной и той же программе испытаний:

$$N_0 = \frac{N_{cp}}{\mu}. \quad (1)$$

Согласно [2], величину коэффициента надежности μ следует определять как произведение четырех коэффициентов:

$$\mu = \mu_1 \cdot \mu_2 \cdot \mu_3 \cdot \mu_4, \quad (2)$$

где μ_1 – коэффициент, учитывающий возможные неточности при составлении программы испытаний на выносливость и при использовании расчетных методов для предварительной оценки ресурса;

μ_2 – коэффициент, учитывающий место и характер разрушения, а также скорость распространения трещин;

μ_3 – коэффициент, учитывающий большую или меньшую достоверность данных о повторяемости нагрузок, действующих на самолет, а также тот факт, что один какой-либо самолет из парка может подвергнуться

большему числу нагружений, чем самолеты парка в целом;

μ_4 – коэффициент, учитывающий разброс свойств выносливости идентичных образцов.

Значения коэффициентов надежности принимаются в таких пределах: $\mu_1 = 1,0 - 2,0$; $\mu_2 = 1,0 - 1,2$; $\mu_3 = 1,0 - 1,5$; $\mu_4 = 3,0 - 5,0$.

По нашему мнению, автоматизация испытаний влияет в основном на величину коэффициента μ_1 , который используется при определении N_0 . Если изменять μ_1 от максимального значения до минимального значения при фиксированных значениях μ_2 , μ_3 и μ_4 , то N_0 может увеличиваться до 100%, т.е. при изменении μ_1 от 2 до 1 величина ΔN меняется в пределах от 0 до 100 в соотношении:

$$N_0 = \frac{N_{\text{ср}}}{\mu_2 \mu_3 \mu_4} \left(\frac{100}{100 + \Delta N} \right), \quad (3)$$

где ΔN – погрешность определения ресурса испытываемой конструкции, учитывающая возможные неточности при составлении и осуществлении программы испытаний на выносливость, %.

Согласно [4], для оценки срока службы конструкции полученное число циклов до разрушения N_0 пересчитывают на срок службы в часах с помощью эквивалентного коэффициента k_3 . Зная величину k_3 , срок службы конструкции в часах определяют из соотношения

$$T_{\text{ам}} = k_3 N_0. \quad (4)$$

Величина коэффициента k_3 зависит от типа самолета, конструкции и применяемого материала. Для некоторых типов конструкций крыла, а ресурс конструкции самолета обычно определяется ресурсом крыла, маневренных самолетов при испытании нагрузкой 0,7 от расчетной k_3 имеет величину 0,7 – 0,8 ч/цикл, при испытаниях нагрузкой 0,5 от расчетной $k_3 = 0,2 - 0,25$ ч/цикл [4]. Для неманевренных самолетов автор в работе [4] считают целесообразным определять величину k_3 в зависимости от скорости полета:

$$k_3 = \frac{2N_0}{V}, \quad (5)$$

где N_0 – число циклов, соответствующих разрушению при переменной перегрузке, эквивалентной порыву 3,05 м/с, на крейсерской скорости самолета;

V – крейсерская скорость полета самолета, км/ч.

Введем обозначение

$$k_m = \frac{k_3}{\mu_2 \mu_3 \mu_4}. \quad (6)$$

Учитывая значения, которые принимают k_3 , μ_2 , μ_3 и μ_4 , при упрощенных расчетах можно рекомендовать следующее: для маневренных самолетов $k_m = 10^{-1}$ ч/цикл, для неманевренных – $k_m = 10^{-2}$ ч/цикл.

Таким образом, амортизационный срок службы конструкции можно определять при упрощенных расчетах для определения экономической эффективности АСПИ из соотношений:

– для маневренных самолетов

$$T_{ам} = 10^{-1} N_{ср} \left(\frac{100}{100 + \Delta N} \right), \quad (7)$$

– для неманевренных самолетов

$$T_{ам} = 10^{-2} N_{ср} \left(\frac{100}{100 + \Delta N} \right). \quad (8)$$

Более точно амортизационный срок службы испытываемой конструкции, устанавливаемый с помощью АСПИ, можно находить из соотношения:

$$T_{ам2} = T_{ам1} \left(\frac{100 + \Delta N_1}{100 + \Delta N_2} \right), \quad (9)$$

где $T_{ам1}$, $T_{ам2}$ – амортизационный срок службы испытываемой конструкции, устанавливаемый до внедрения АСПИ и после внедрения;

ΔN_1 , ΔN_2 – погрешность определения среднего числа циклов, которое выдерживает конструкция при испытаниях на выносливость до внедрения АСПИ и после внедрения.

3.2. Снижение массы испытываемой конструкции самолета, его отдельных узлов и частей

Известны следующие аналитические соотношения, связывающие напряжения и долговечность:

$$\sigma = C N^{-m}; \quad (10)$$

$$\sigma = C N^{-m} + \sigma_r; \quad (11)$$

$$\sigma = C (N + B)^{-m} + \sigma_r; \quad (12)$$

$$\sigma = C (\lg N)^{-m} + \sigma_r; \quad (13)$$

$$\sigma = C [\lg (N + B)]^{-m} + \sigma_r; \quad (14)$$

$$\sigma = \sigma_r (1 + C / \sqrt{N}), \quad (15)$$

где σ – напряжение цикла, МПа;

σ_r – предел усталости, МПа;

m – параметр формы образца;

N – ресурс испытываемой конструкции, цикл.

C, B – постоянные, зависящие от материала, МПа/цикл, циклы.

В работе [4] указано, что все зависимости типа (10) – (15) имеют одинаковый характер, однако не приводятся сведения о том, каков характер изменения ошибок в зависимости от варьирования $\Delta\sigma$.

Для подтверждения того, что при уменьшении напряжения цикла σ на величину погрешности $\Delta\sigma$, необходимо увеличивать число циклов N на величину погрешности ΔN , нами были проанализированы зависимости $\sigma = \sigma(N)$ для сплавов титана, стали и алюминия. В качестве уравнений использовали следующие зависимости, взятые из работы [4]:

$$\sigma = 100 + 5800(\lg N)^{-2}; \quad (16)$$

$$\sigma = 0,45 + 26,95(\lg N)^{-2}; \quad (17)$$

$$\sigma = 0,67 + 10,4(N)^{-0,21}; \quad (18)$$

$$\sigma = 0,46 + 31,9[\lg (N + 5000)]^{-2}; \quad (19)$$

$$\sigma = 10,2(\lg N)^{-1,19}; \quad (20)$$

$$\sigma = 1500(1 + 1000 / \sqrt{N}). \quad (21)$$

В результате анализа числового материала установлено, что при фиксированных значениях N_ϕ значения ΔN в зависимости от $\Delta\sigma$ для всех уравнений (16) – (21) практически совпадают между собой.

Рассмотрим следующее соотношение, увязывающее ресурс испытываемой конструкции и напряжение цикла прикладываемой нагрузки, которое приведено в работе [4]:

$$\sigma^m N = C, \quad (22)$$

где σ – напряжение цикла, МН/м²;

m – параметр уравнения обобщенной кривой усталости;

N – ресурс испытываемой конструкции, цикл;

C – константа.

Автоматизация прочностных испытаний позволяет определять более точно, по сравнению с базовым вариантом, величины σ и N . Если в процессе испытаний выявляются резервы прочности, то для сохранения соотношения (22) это дает возможность, либо увеличить N , не изменяя конструкции, либо уменьшить σ путем снижения массы отдельных элементов конструкции, не уменьшая при этом величины N .

На основании анализа данных, характеризующих зависимость уменьшения массы конструкции летательного аппарата (при заданной взлетной массе) от уточнения определения напряжений, возникающих в нижней обшивке крыла, в работе [4], представлена следующая формула:

$$\Delta G_k = 10^{-3} G_b \ln G_b \ln (1 + \Delta\sigma), \quad (23)$$

где ΔG_k – снижение массы испытываемой конструкции самолета, кг;

G_b – расчетная взлетная масса самолета, кг;

$\Delta\sigma$ – уточнение напряжений в испытываемой конструкции, %.

При упрощенном расчете экономического эффекта от внедрения АСПИ можно воспользоваться соотношением

$$\Delta G_k = 10^{-2} G_b \ln (1 + \Delta\sigma), \quad (24)$$

В уравнениях (23) и (24) $\Delta\sigma$ можно представить как разницу между погрешностями определения напряжений:

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_1 - \Delta\sigma_2, \quad (25)$$

где $\Delta\sigma_1$, $\Delta\sigma_2$ – погрешности определения напряжений в испытываемой конструкции с помощью базовой и новой систем прочностных испытаний, %.

При испытании отдельного элемента конструкции самолета снижаемую массу $\Delta G_{эл}$ можно определить, зная удельную массу $k_{уд}$ испытываемого элемента в массе всей конструкции, т.е.

$$\Delta G_{эл} = k_{уд} \Delta G_k. \quad (26)$$

Для определения снижаемой массы отдельного элемента конструкции самолета величины $k_{уд}$ можно рассчитать на основе данных из работы [4], где приведены сведения об относительной массе планера и его составных частей, определенных относительно взлетной массы самолетов разных схем.

Выводы

1. Автоматизация прочностного эксперимента позволяет ускорить процесс испытания, улучшить качество эксперимента и проводить необходимые исследования, невозможные без автоматизации.

2. При многократном нагружении конструкции автоматизированная система имеет неоспоримое преимущество перед неавтоматизированной системой по всем параметрам прочностного эксперимента.

3. Когда требования к прочностным испытаниям часто меняются, то АСПИ становится все более и более целесообразной, т.к. легче изменить программу для ЭВМ, чем переналаживать заново все оборудование неавтоматизированной системы.

4. Такие параметры АСПИ как: частота нагружения конструкции, частота опроса датчиков, количество каналов нагружения, количество каналов сбора информации и количество документов, выводимых на печать, влияют, в основном, на продолжительность проведения прочностных испытаний.

5. Погрешность, с которой выполняются прочностные испытания, влияет на величину ресурса и массу испытываемых конструкций.

Литература

1. Экономика предприятия / Под ред. А.И. Ильина, В.П. Волкова. – М.: Новое знание, 2003. – 677 с.

2. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. Изд. 2-е. – М.: МВК НЛГ СССР, 1974. – 343 с.

3. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1994. – 322 с.

4. Агамиров Л.В. Исследование точности определения характеристик усталостных свойств образцов и элементов конструкций. – Дис. канд. техн. наук / Л.В. Агамиров. – М., 1981. – 223 с.

Рецензент: д-р экон. наук, профессор **Е.М. Воробьев**, Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, Харьков.

**ФАКТОРИ ЕКОНОМІЧНОГО ОБҐРУНТУВАННЯ
АВТОМАТИЗАЦІЇ ВИПРОБУВАНЬ НА МІЦНІСТЬ ЛІТАКІВ***Я.В. Сафронов, О.В. Сафронова, Я.Я. Спасителев*

Стаття присвячена економічному обґрунтуванню застосування автоматизації при проведенні випробувань на міцність авіаційних конструкцій. Виділено основні фактори, що спричиняють економічну ефективність автоматизованих систем випробувань на міцність, як при випробуваннях, так і при експлуатації літаків. Здійснено аналіз впливу автоматизації випробувань на міцність на зміну ресурсу конструкцій літака. Отримано формули, які можна буде використовувати надалі при розрахунках економічних ефектів від підвищення ресурсу літака або зниження маси випробовуваної конструкції.

Ключові слова: фактори економічного обґрунтування, автоматизація випробувань на міцність, амортизаційний ресурс і вагу авіаційних конструкцій.

**FACTORS OF THE ECONOMIC SUBSTANTIATION
OF AUTOMATION OF PLANES ROBUSTNESS TEST***J.V. Safronov, O.V. Safronova, J.J. Spasitelev*

Article is devoted to economic substantiation of application of automation during carrying out of aviation designs durability tests. The major factors causing economic efficiency of automated systems durability tests, both under tests, and under servicing operation of planes are allocated. The analysis of influence of durability tests automation for change of a resource of the plane designs is made. Formulas which can be used further at calculations of economic benefits of increase of the plane resource or decrease in weight of a tested design are received.

Keywords: factors of an economic substantiation, automation of tests for durability, an amortization resource and weight of aviation designs.

Сафронов Яков Васильевич – канд. екон. наук, проф., заведуючий кафедрой экономической теории Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Сафронова Ольга Васильевна – старший преподаватель кафедры финансов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Спасителев Яков Яковлевич – заведующий лабораторией кафедры экономической теории Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.