

УДК 629.735.33

П. А. ФОМИЧЕВ¹, С. Ф. МАНДЗЮК¹, И. В. ЛЕДОВСКИХ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ТАНТК им. Г. М. Бериева, г. Таганрог, Российская федерация*

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ТАРИРОВКИ ПРЕПАРИРОВАННЫХ СЕЧЕНИЙ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА САМОЛЕТА

Информацию о закономерностях нагружения летательного аппарата на режимах типового полета получают по результатам летных испытаний. Точность и достоверность данных зависит от выбора мест размещения и тарировки тензодатчиков вдоль размаха крыла. Сечения вдоль крыла самолета, в которых выполняют подготовку и наклейку тензорезисторов, называют препарированными. Предложено использование метода конечных элементов для определения расположения препарированных сечений и тензодатчиков в них, выбора величин и мест приложения тарировочных нагрузок. На примере крыла среднемагистрального самолета проанализированы места наклейки тензорезисторов и задания на их тарировку. Приведены зависимости для расчета тарировочных коэффициентов. Сформулированы рекомендации, позволяющие упростить и ускорить проведение предварительной тарировки.

Ключевые слова: тензометрия, препарированные сечения крыла, метод конечных элементов.

Введение

В процессе эксплуатации летательный аппарат подвержен воздействию разнообразных нагрузок, которые вызваны маневрированием, работой механизации, турбулентностью атмосферы, неровностями взлетно-посадочной полосы и др. Каждый режим полета характеризуется весами самолета и топлива в крыльевых баках, высотой и скоростью полета. На этапе создания летательного аппарата в полной мере не известны параметры нагружения, характер восприятия нагрузок конструкцией. В связи с этим проводят летные испытания самолета, по результатам которых уточняют как параметры профилей типовых полетов, так и нагрузки, действующие в эксплуатации.

Для получения данных по нагрузкам на конструкцию самолета при проведении летных испытаний используют метод тензометрии. Основной идеей метода, является рассмотрение агрегатов летательного аппарата в роли динамометров для измерения действующих в их сечениях сил и моментов. В качестве чувствительного элемента таких динамометров выступают элементы конструкции, а в роли регистрирующего элемента – тензорезисторы с тензометрической аппаратурой. Первые подобные измерения нагрузок по крылу и фюзеляжу были проведены в конце 40-х годов прошлого столетия [1, 2].

Измерение полетных нагрузок проводят с использованием мостовых схем соединения тензорезисторов. Количество размещаемых тензомостов обычно соответствует числу исследуемых компо-

нент нагрузки. Типы тензорезисторов, схемы их размещения, подключения, формулы для расчета направлений и величин главных деформаций и напряжений приведены в специальной литературе, например [3-5]. Сечения, в которых наклеивают и распаивают тензорезисторы, называют препарированными сечениями, а саму процедуру размещения датчиков – препарировкой исследуемого агрегата.

Основные принципы измерения нагрузок методом тензометрии

В основе соотношений для определения величин нагрузок по данным тензометрии лежат следующие допущения [6]:

- гипотеза стационарности – при циклическом нагружении конструкции зависимость деформаций от нагрузок сохраняется постоянной и не зависит от знака и характера изменения нагрузки во времени;

- принцип суперпозиции – деформация любого элемента конструкции при совместном действии всех компонентов нагрузки равна сумме деформаций, возникающих при раздельном действии каждой из этих компонент.

При действии эксплуатационных нагрузок зависимость напряжений от деформаций в элементах авиационных конструкций линейна, поэтому эти допущения справедливы и подтверждены многочисленными измерениями деформаций при статических испытаниях [6, 7].

Деформация тензорезисторов, собранных по мостовой схеме, связана с действующей нагрузкой

соотношением

$$\varepsilon = k \cdot P,$$

где ε – деформация тензомоста при действии на конструкцию нагрузки P ;

k – коэффициент, определяемый в результате тарировки.

В общем случае в каждом сечении агрегата могут действовать шесть основных компонент нагрузки: три компоненты силы и три момента по осям x , y , z . Деформация тензомоста при одновременном действии всех компонент нагрузки с учетом принципа суперпозиции составит

$$\varepsilon = k_1 \cdot P_x + k_2 \cdot P_y + k_3 \cdot P_z + k_4 \cdot M_x + k_5 \cdot M_y + k_6 \cdot M_z.$$

Для измерения всех шести компонент нагрузок, наклеивают и распаивают шесть тензомостов, чтобы их деформации были линейно независимыми. Получаем систему уравнений

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_1 &= k_{11} \cdot P_x + k_{12} \cdot P_y + k_{13} \cdot P_z + \\ &+ k_{14} \cdot M_x + k_{15} \cdot M_y + k_{16} \cdot M_z \\ \varepsilon_2 &= k_{21} \cdot P_x + k_{22} \cdot P_y + k_{23} \cdot P_z + \\ &+ k_{24} \cdot M_x + k_{25} \cdot M_y + k_{26} \cdot M_z \\ &\dots \\ \varepsilon_6 &= k_{61} \cdot P_x + k_{62} \cdot P_y + k_{63} \cdot P_z + \\ &+ k_{64} \cdot M_x + k_{65} \cdot M_y + k_{66} \cdot M_z \end{aligned} \right\}. \quad (1)$$

Приведенную систему (1) удобно записать в матричном виде

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \dots \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{16} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{26} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ k_{61} & k_{62} & \dots & k_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} P_x \\ P_y \\ \dots \\ M_z \end{Bmatrix}$$

или

$$\varepsilon = K_P \cdot P. \quad (2)$$

Для оценки матрицы тарировочных коэффициентов необходимо реализовать шесть случаев независимого нагружения. В связи с погрешностями задания тарировочных нагрузок, возможными помехами тензометрической аппаратуры, разбросами чувствительности датчиков и др. расчет элементов матрицы тарировочных коэффициентов выполняют с использованием линейного регрессионного анализа [8]

$$K_P = \varepsilon \cdot P^T \cdot (P \cdot P^T)^{-1}, \quad (3)$$

где

$$\varepsilon = \begin{pmatrix} e_{11} & e_{12} & \dots & e_{16} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ e_{61} & e_{62} & \dots & e_{66} \end{pmatrix}, \quad P = \begin{pmatrix} P_{11} & P_{12} & \dots & P_{16} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ P_{61} & P_{62} & \dots & P_{66} \end{pmatrix},$$

e_{ij} – показания i -го тензомоста при j -ом тарировочном нагружении,

P_{ij} – значение i -й компоненты нагружения при j -ом тарировочном нагружении.

Поскольку деформации линейно зависят от нагрузок, существует обратная матрица зависимости (2)

$$P = K_\varepsilon \cdot \varepsilon. \quad (4)$$

Элементы матрицы тарировочных коэффициентов K_ε можно определить по формуле

$$K_\varepsilon = P \cdot \varepsilon^T \cdot (\varepsilon \cdot \varepsilon^T)^{-1}. \quad (5)$$

Формула (4) имеет большее предпочтение, поскольку непосредственно из измеренных в полете деформаций можно вычислить величины действующих нагрузок.

Связь матриц тарировочных коэффициентов из выражений (2) и (4) имеет вид

$$K_\varepsilon = K_P^{-1}.$$

Определение мест наклейки тензорезисторов

В большинстве случаев выбор мест размещения тензорезисторов основывается на общих закономерностях восприятия конструкцией компонент внешней нагрузки. В литературе [6, 9-10] приведены рекомендуемые схемы наклейки тензорезисторов и их соединения в мостовые схемы при измерении компонент нагрузки основных агрегатов самолета. Например, для измерения сигнала, пропорционального изгибающему моменту крыла самолета тензорезисторы размещают на поясах лонжеронов, перерезывающей силы – на стенках лонжеронов, крутящего момента – на обшивке (рис. 1).

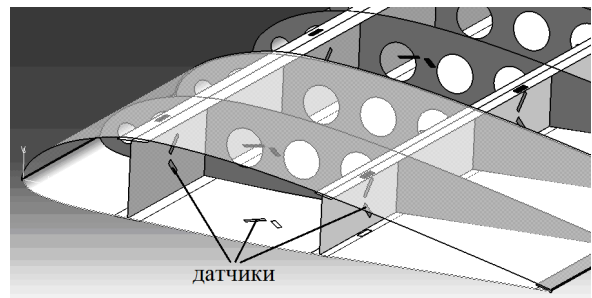


Рис. 1. Схематическое размещение тензорезисторов для измерения Q , M_x и M_z в препарированных сечениях крыла

В качестве общих рекомендаций при выборе мест расположения тензометрических сечений можно отметить [6]:

- избегать зон повышенной концентрации напряжений (вырезов, галтельных переходов и пр.). В диапазоне эксплуатационных нагрузок материал в зоне наклейки тензорезисторов должен работать упруго, а конструкция не терять устойчивость;
- оценить возможность наклейки тензорезисторов и монтажа проводки к ним;
- вероятность повреждения тензорезисторов в эксплуатации и при проведении летных испытаний должна быть минимальной.

После выбора мест размещения тензометрических сечений проводят наклейку и распайку тензорезисторов. Выполняют прокладку проводки, нанесение защитных покрытий.

Задание тарировочных нагрузок

Основной целью тарировки является получение коэффициентов, связывающих данные тензометрии с действующими нагрузками. Одновременно с определением тарировочных коэффициентов выполняют проверку работы тензоаппаратуры.

При проведении тарировки к самолету в целом или его части прикладывают системы нагрузок (рис. 2) и одновременно регистрируют показания тензомостов. Зная величины действующих нагрузок по препарированным сечениям и соответствующие им деформации, решив систему (3) или (5) получают значения тарировочных коэффициентов.

Каждый вариант тарировочного нагружения характеризуется величиной приложенного усилия, направлением его действия, координатами точек приложения. Составляют специальные задания на тарировку, в которых регламентированы величины и места приложения нагрузок, условия уравнивания самолета, порядок выполнения нагружения и тарируемые препарированные сечения. Тарировочные нагрузки должны обеспечивать величины действующих в сечении исследуемых компонент

нагрузок в диапазоне 50-85% от действующих в эксплуатации [7].

Предварительная тарировка крыла самолета с использованием конечно-элементного анализа

Приведенные выше зависимости позволяют определить нагруженность конструкции в том случае, когда соотношения между компонентами нагрузки и возникающими деформациями соответствуют расчетной схеме тонкостенного стержня. Сами понятия поперечной силы, изгибающего и крутящего моментов в сечении соответствуют этой расчетной схеме. Конструкции современных летательных аппаратов характеризуются множеством зон конструктивной нерегулярности: перестыковками, вырезами, изменением стреловидности и др. Поэтому основываясь лишь на общих рекомендациях затруднительно выбрать места размещения тензорезисторов и параметры нагружения планера для их тарировки.

На примере крыла среднемагистрального самолета проведено численное моделирование с целью определения размещения препарированных сечений, в которых справедлива расчетная схема тонкостенного стержня. Расчеты проведены с помощью метода конечных элементов, который также дает возможность выявить наиболее рациональные места наклейки тензорезисторов и сформировать задания на их тарировку с учетом особенностей конкретной конструкции.

Выполнено геометрическое моделирование силовой конструкции планера (рис. 3) и разбивка на конечные элементы (рис. 4). Заданы механические свойства материалов конструкции планера. Обшивка фюзеляжа, крыла, стенки лонжеронов и нервюр отмоделированы четырехузловыми пластинчатыми элементами QUAD4. Стрингеры, пояса лонжеронов, шпангоутов и нервюр реализованы балочными элементами типа BEAM, позволяющими задавать

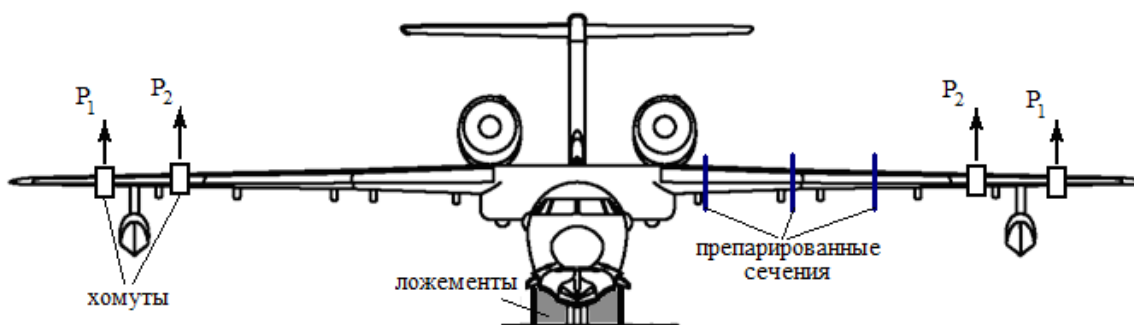


Рис. 2. Схема приложения тарировочных нагрузок к крылу самолета

поперечные сечения любой сложности со смещением центров тяжести. Конструктивные элементы, соединённые крепежом в реальной конструкции, отмоделированы как единое целое.

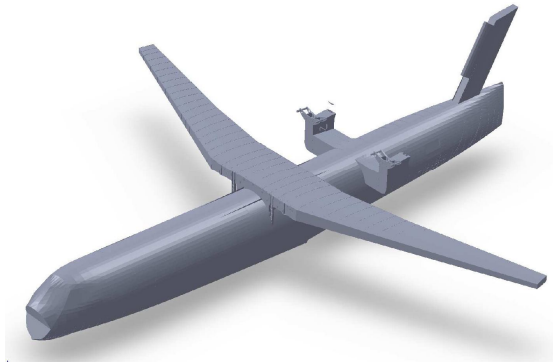


Рис. 3. Геометрическая модель самолета

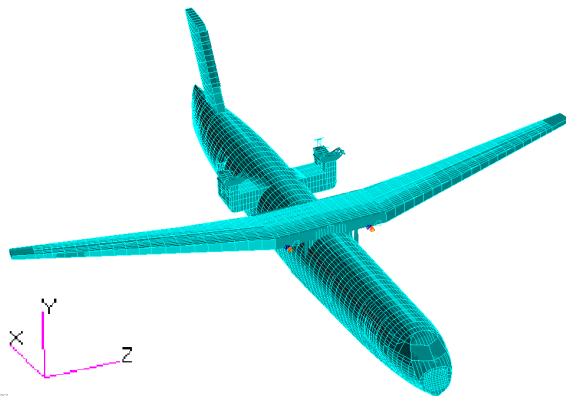


Рис. 4. Конечно-элементная модель

Расчёт проведен в упругой постановке, так как напряжения, характерные для общего напряженно-деформированного состояния (НДС) крыла при

эксплуатационных и тарировочных нагрузках, не превышают предел текучести.

Характер нагружения крыла неманевренного самолета определяют величины перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов. Для их измерения в каждом препарированном сечении по размаху крыла размещают по три тензомоста с независимыми измерениями. С учетом вышеприведенных рекомендаций определено размещение препарированных сечений, места приложения нагрузок и наклейки тензорезисторов по крылу самолета (рис. 5).

Граничные условия заданы исходя из возможности их реализации на натурном самолете. Подобраны усилия, реализующие величины поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов в препарированных сечениях от 50% до 85% величин в горизонтальном полете.

На рисунке 6 показано закрепление модели по осям Y и Z нижней части усиленных шпангоутов фюзеляжа возле передней стойки шасси и стабилизатора. Для уравнивания модели также закреплена нижняя точка шпангоута возле передней стойки шасси, находящаяся в плоскости симметрии самолета.

С помощью метода конечных элементов выполнен расчет НДС крыла для девяти вариантов приложения тарировочных усилий. В результате расчетов получены значения деформаций по препарированным сечениям крыла в местах наклейки тензорезисторов.

Применительно к препарированным сечениям крыла матрица (4) примет вид

$$\begin{pmatrix} Q \\ M_x \\ M_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_{q1} & k_{q2} & k_{q3} \\ k_{Mx1} & k_{Mx2} & k_{Mx3} \\ k_{Mz1} & k_{Mz2} & k_{Mz3} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{pmatrix}.$$

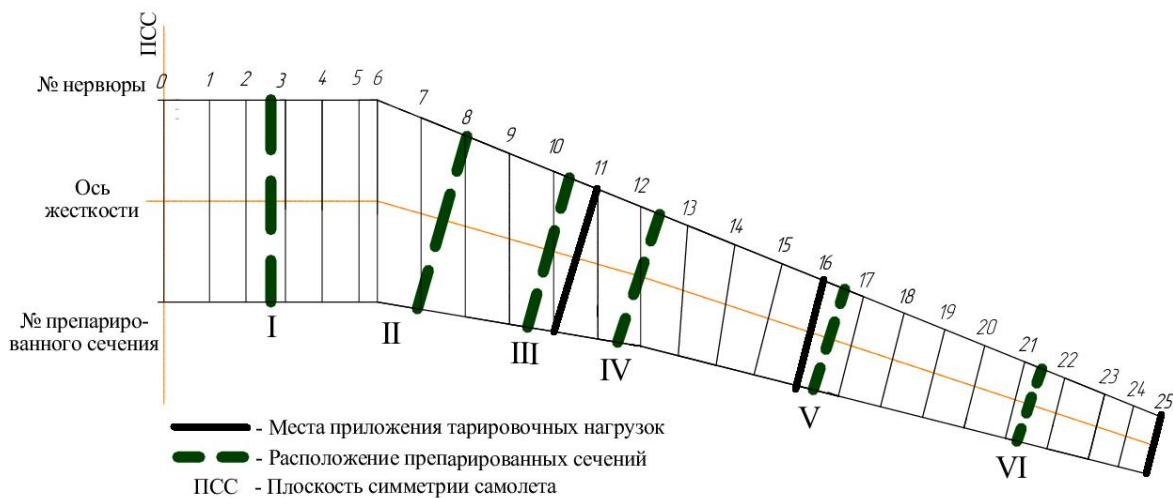


Рис. 5. Размещение ложемента для приложения тарировочных нагрузок и препарированных сечений по консоли крыла

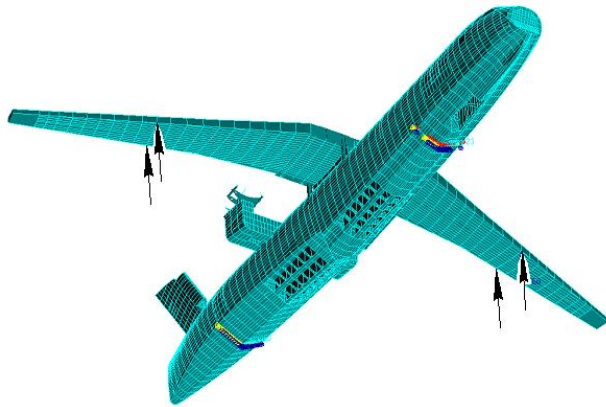


Рис. 6. Тарировочное нагружение и закрепление конечно-элементной модели

Для вычисления элементов матрицы тарировочных коэффициентов каждого препарированного сечения крыла необходимо провести три независимых случая нагружения. Зависимость для расчета тарировочных коэффициентов

$$\begin{pmatrix} k_{q1} & k_{q2} & k_{q3} \\ k_{Mx1} & k_{Mx2} & k_{Mx3} \\ k_{Mz1} & k_{Mz2} & k_{Mz3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Q_1 & Q_2 & Q_3 \\ M_{x1} & M_{x2} & M_{x3} \\ M_{z1} & M_{z2} & M_{z3} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} \\ e_{31} & e_{32} & e_{33} \end{pmatrix}^T \times \left(\begin{pmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} \\ e_{31} & e_{32} & e_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} \\ e_{31} & e_{32} & e_{33} \end{pmatrix}^T \right)^{-1}. \quad (6)$$

После подстановки величин действующих компонент нагрузок Q_j , M_{xj} , M_{zj} и соответствующих им деформаций e_{ij} в зависимость (6) для каждого препарированного сечения определены величины тарировочных коэффициентов.

Для проверки полученных коэффициентов выполнен дополнительный расчет НДС крыла при нагрузках, соответствующих горизонтальному полету самолета. Используя найденные деформации и тарировочные коэффициенты, вычислены величины поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов в препарированных сечениях крыла. Отличие заданных компонент нагрузок по препарированным сечениям от рассчитанных не превышает 2,6%.

Предлагаемый подход позволяет выявить ряд особенностей и сформировать рекомендации по тарировке стреловидного крыла самолета:

1. При выборе мест расположения препарированных сечений:

- сечения следует размещать перпендикулярно оси жесткости исследуемой конструкции;

- при выборе мест размещения тензорезисторов необходимо избегать зон конструктивных нерегулярностей, изломов осей переднего или заднего лонжеронов, что приводит к ошибке при вычислении тарировочных коэффициентов.

2. При формировании заданий на тарировку:

- для увеличения точности расчета тарировочных коэффициентов необходимо, чтобы все компоненты усилий при тарировке были в диапазоне 50-90% величин нагрузок в горизонтальном полете;

- тарировочные усилия необходимо прикладывать через специальные ложементы, обеспечивающие полное включение сечения крыла в работу. При этом ложементы следует устанавливать перпендикулярно оси жесткости крыла;

- расстояние от препарированного сечения до линии действия нагрузки должно превышать хорду тарированного сечения. Если расстояние малое, материал конструкции крыла может не полностью «включиться» в работу, что исказит показания тензорезисторов.

Полученные в результате конечно-элементного расчета тарировочные коэффициенты нецелесообразно использовать для обработки полетных измерений, поскольку при моделировании невозможно учесть все конструктивные особенности конструкции. Для анализа действующих в полете нагрузок тарировочные коэффициенты необходимо получать по результатам натурной тарировки реального самолета с применением оборудования, которое будет использовано при летных испытаниях.

Выводы

Предложено применение метода конечных элементов на этапе предварительной тарировки препарированных сечений планера самолета. Использование метода конечных элементов позволяет выбрать сечения конструкции, в которых справедлива расчетная схема тонкостенного стержня и однозначное соответствие действующих нагрузок и внутренних силовых факторов. А также определить наиболее рациональные места наклейки тензорезисторов и сформировать задания на их тарировку.

На примере среднемагистрального транспортного самолета выполнен анализ мест наклейки тензорезисторов для измерения поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов по размаху крыла. Исходя из возможности установки ложементов, определены места приложения тарировочных нагрузок и их величины. Сформулированы рекомендации по выбору расположения препарированных сечений вдоль размаха стреловидного крыла самолета и созданию заданий на их тарировку.

Литература

1. Определение нагрузок, действующих на самолет в полете, методом тензометрии [Текст] : Технический отчет № 18с / Летно-исследовательский институт ; Л. А. Юмашев. – Жуковский, 1950. – 42 с.
2. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads [Text] : NASA Report 1178 / Т. Н. Skopinski, W. S. Aiken, В. Н. Wilber. – 1954. – 32 p.
3. Клокова, Н. П. Тензорезисторы: теория, методики расчета, разработки [Текст] / Н. П. Клокова. – М. : Машиностроение, 1990. – 224 с.
4. Тензометрия в машиностроении. Справочное пособие [Текст] / Р. А. Макаров, А. Б. Ренский, Г. Х. Боркунский, М. И. Этингер. – М. : Машиностроение, 1975. – 288 с.
5. Клячко, М. Д. Летные прочностные испытания самолетов. Динамические нагрузки [Текст] : Справочник / М. Д. Клячко, Е. В. Арнаутков. – М. : Машиностроение, 1984. – 120 с.
6. Клячко, М. Д. Летные прочностные испытания самолетов. Статические нагрузки [Текст] : Справочник / М. Д. Клячко, Е. В. Арнаутков. – М. : Машиностроение, 1985. – 128 с.
7. Гудков, А. И. Методы и техника летных испытаний самолетов на прочность [Текст] / А. И. Гудков, П. С. Лешаков. – М. : Машиностроение, 1972. – 248 с.
8. Себер, Дж. Линейный регрессионный анализ [Текст] / Дж. Себер; Под ред. М. Б. Малютова. – М. : Изд-во «МИР», 1980. – 456 с.
9. Арепьев, А. Н. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций [Текст] / А. Н. Арепьев, М. С. Громов, В. С. Шапкин. – М. : Воздушный транспорт, 2002. – 424 с.
10. Павлов, А. В. Аппаратура и методы измерений при летных испытаниях самолетов [Текст] / А. В. Павлов. – М. : Машиностроение, 1967. – 216 с.

Поступила в редакцию 10.09.2014, рассмотрена на редколлегии 17.09.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теоретической механики О. К. Морачковский, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт».

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ СКІНЧЕНИХ ЕЛЕМЕНТІВ НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОЇ КАЛІБРОВКИ ПРЕПАРОВАНИХ ПЕРЕРІЗІВ СТРІЛОПОДІБНОГО КРИЛА ЛІТАКА

П. О. Фомичов, С. Ф. Мандзюк, І. В. Ледовських

Інформацію про закономірності навантаження літального апарату на режимах типового польоту отримують на основі результатів льотних випробувань. Точність і достовірність даних залежить від вибору місць розміщення і калібровки тензодатчиків вздовж розмаху крила. Запропоновано використання методу скінчених елементів для визначення розташування препаративних перерізів і тензодатчиків в них, вибору величин та місць прикладання калібрувальних навантажень. На прикладі крила середньомагістрального літака проаналізовано місця наклейки тензорезисторів та завдання для їх калібрування. Наведено залежності для розрахунку калібрувальних коефіцієнтів. Сформовано рекомендації, що дозволяють спростити і прискорити проведення попередньої калібровки.

Ключові слова: тензометрія, препаративні перерізи крила, метод скінчених елементів.

FINITE ELEMENT METHOD APPLICATION IN THE PRE-CALIBRATION STAGE OF AN AIRPLANE SWEEPWING DISSECTED SECTIONS

P. A. Fomichev, S. F. Mandzyuk, I. V. Ledovskih

Information about the patterns of the aircraft loading on the modes of typical flight is obtained on the results of flight tests. The accuracy and validity of the data depends on the choice of locations and calibration of strain gauges along the wingspan. Proposed use of the finite element method to determine the location of the dissected sections and strain gages in them, the choice of values and location of the calibration loads. On the example of a medium-range aircraft wing analyzed places stickers gages and tasks on their calibration. The relationships are presented for the calculation of the calibration coefficients. Formed recommendations to simplify and speed up the pre-calibration procedure.

Keywords: strain measurement, the prepared wing section, finite element method.

Фомичев Петр Александрович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. Прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков, Украина, e-mail: nil_prochnost@khai.edu.

Мандзюк Сергей Федорович – аспирант кафедры Прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков, Украина, e-mail: smandzyuk@ukr.net.

Ледовских Ирина Викторовна – начальник бригады, ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г. М. Бериева», г. Таганрог, Российская Федерация, e-mail: brg1705@beriev.com.