

Применение метода конечных элементов на этапе предварительной тарировки препарированных сечений стреловидного крыла самолета

П.А. Фомичев

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»;
Украина, г. Харьков

С.Ф. Мандзюк

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»;
Украина, г. Харьков

И.В. Ледовских

ТАНТК им. Г.М. Бериева; г. Таганрог

e-mail: brg1705@beriev.com

Аннотация. Точность и ценность полученной по результатам летных испытаний информации о закономерностях нагружения летательного аппарата на режимах типового полета зависит от выбора размещения препарированных сечений, по которым размещены тензометры вдоль размаха крыла, и их тарировки. В данной статье предложено использование метода конечных элементов при определении расположения препарированных сечений, выборе места и величины приложения нагрузки для их тарировки. На примере крыла среднемагистрального самолета проанализировано расположение мест наклейки тензорезисторов и задания на их тарировку. Приведены зависимости для расчета величин тарировочных коэффициентов. Разработаны рекомендации, позволяющие упростить и ускорить проведение предварительной тарировки.

Ключевые слова: самолет, тарировка, тензорезистор, деформация, моделирование.

Введение

В процессе эксплуатации летательный аппарат подвержен воздействию разнообразных нагрузок, вызванных маневрированием, работой механизации, турбулентностью атмосферы, неровностями взлетно-посадочной полосы и другими факторами. Каждый режим полета характеризуется весом самолета и топлива в крыльевых баках, высотой и скоростью полета. На этапе создания летательного аппарата еще нет полной информации о параметрах нагружения и характере восприятия нагрузок конструкцией. Для получения точных данных проводят летные испытания, по результатам которых уточня-

ют как параметры профилей типовых полетов, так и нагрузки, действующие при эксплуатации.

Для получения данных по нагрузкам на конструкцию самолета при проведении летных испытаний используют метод тензометрии. 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. 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 компонент 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: $\epsilon = k \cdot P$, 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: $\epsilon = k_1 \cdot P_x + k_2 \cdot P_y + k_3 \cdot P_z + k_4 \cdot M_x + k_5 \cdot M_y + k_6 \cdot M_z$.



Для измерения всех шести компонент нагрузок, наклеивают и распайвают шесть тензомостов, чтобы их деформации были линейно независимы. 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:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \dots \\ \varepsilon_6 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{16} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{26} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ k_{61} & k_{62} & \dots & k_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} P_x \\ P_y \\ \dots \\ M_z \end{pmatrix} \quad \text{или} \quad \varepsilon = K_p \cdot P. \quad (2)$$

Для оценки матрицы тарировочных коэффициентов необходимо реализовать шесть случаев независимого тарировочного 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]

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

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

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 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 за-

кономерностях 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).

В качестве общих рекомендаций при выборе мест расположения тензометрических сечений следует [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 устойчивости;
- оценить возможность наклейки тензорезисторов и монтажа проводки к ним;
- помнить, что 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 и 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.

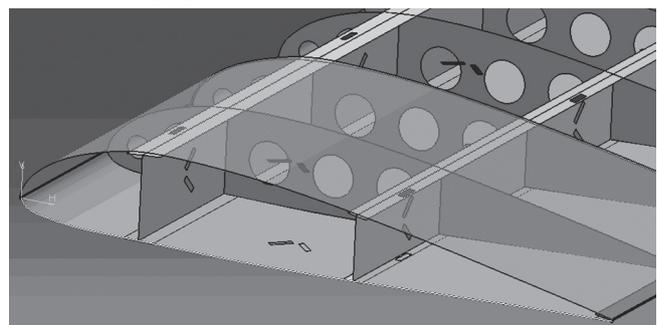


Рис. 1. Схематическое размещение тензорезисторов для измерения Q , M_x и M_z в препарированных сечениях крыла



Рис. 2. Схема приложения тарировочных нагрузок к крылу самолета

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. 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, не так просто выбрать места размещения тензорезисторов и параметры нагружения планера для их тарировки.

На примере крыла среднемагистрального самолета мы провели 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 найти наиболее рациональные места наклейки тензорезисторов и сформировать задания на их тарировку с учетом особенностей конкретной конструкции.

Также 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 лон-



Рис. 3. Геометрическая модель самолета

жеронов и нервюр отмоделированы четырехузловыми пластинчатыми элементами QUAD4. Стрингеры, пояса лонжеронов, шпангоутов и нервюр реализованы с помощью балочных элементов типа BEAM, позволяющих задавать поперечные сечения любой сложности со смещением центров тяжести. Конструктивные элементы, соединённые крепежом в реальной конструкции, отмоделированы как единое целое. Расчет проведен в упругой постановке, так как напряжения, характерные для общего напряженно-деформированного состояния (НДС) крыла при эксплуатационных и тарировочных нагрузках, не превышают предела 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). Подобраны усилия, реализующие величины поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов в препарированных сечениях от 50% до 75% величин в горизонтальном полете.

Закрепление модели задано по нижней части усиленных шпангоутов фюзеляжа возле передней стойки шасси и стабилизатора (рис. 6). Поскольку

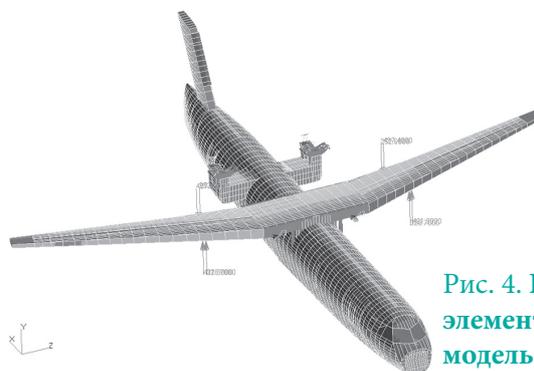


Рис. 4. Конечно-элементная модель

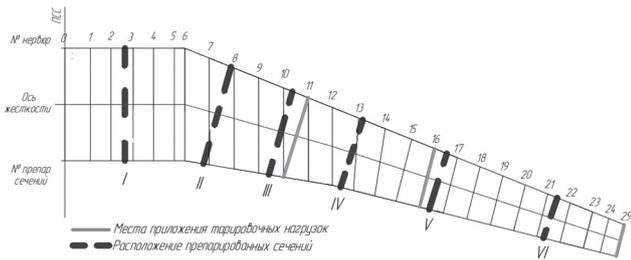


Рис. 5. Размещение ложемента для приложения тарировочных нагрузок и препарированных сечений по консоли крыла

нагрузки прикладываются симметрично относительно плоскости симметрии самолета, уравновешивание летательного аппарата не требуется.

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:

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

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

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

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, а также изгибающих и крутящих моментов в препарированных сечени-



Рис. 6. Нагружение и закрепление конечного элементной модели

ях крыла. Отличие заданных компонент нагрузок по препарированным сечениям от рассчитанных не превышает 2,6%.

Предлагаемый подход позволяет выявить ряд особенностей и сформулировать рекомендации по тарировке стреловидного крыла самолета.

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, которые могут привести к ошибке при вычислении тарировочных коэффициентов.

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 ложемента, обеспечивающие полное включение сечения крыла в работу. При этом ложемента следует устанавливать перпендикулярно оси жесткости крыла;
- расстояние от препарированного сечения до линии действия нагрузки должно превышать хорду тарировочного сечения. Если расстояние малое, материал конструкции крыла может не полностью «включится» в работу, что исказит показания тензорезисторов.

Полученные в результате конечно-элементного расчета тарировочные коэффициенты целесообразно 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 применима 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: 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: NACA Report 1178 / T.H. Skopinski, W.S. Aiken, B.H. Wilber. – 1954. – 32 p.
3. Клокова Н.П. Тензорезисторы: теория, методы расчета, разработки / Н.П. Клокова. – М.: Машиностроение, 1990. – 224 с.
4. Тензометрия в машиностроении. Справочное пособие / Р.А. Макаров, А.Б. Ренский, Г.Х. Боркунский, М.И. Этингф. – М.: Машиностроение, 1975. – 288 с.
5. Клячко М.Д. Летные прочностные испытания самолетов. Динамические нагрузки: Справочник / М.Д. Клячко, Е.В. Арнаут. – М.: Машиностроение, 1984. – 120 с.
6. Клячко М.Д. Летные прочностные испытания самолетов. Статические нагрузки: Справочник / М.Д. Клячко, Е.В. Арнаут. – М.: Машиностроение, 1985. – 128 с.
7. Гудков А.И. Методы и техника летных испытаний самолетов на прочность. / А.И. Гудков, П.С. Лешаков. – М.: Машиностроение, 1972. – 248 с.
8. Себер Дж. Линейный регрессионный анализ / Дж. Себер; Под ред. М.Б. Малютова. – М.: Изд-во «МИР», 1980. – 456 с.
9. Арепьев А.Н. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций / 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 / А.В. Павлов. – М.: Машиностроение, 1967. – 216 с.

Application of a Finite Element Method at a Stage of Preliminary Calibrating of the Prepared Sections of an Arrow-shaped Wing of the Plane

P.A. Fomichev, National space university of N.E. of Zhukovsky «The Kharkiv aviation institute»; Ukraine, Kharkiv

S.F. Mandzyuk, National space university of N.E. of Zhukovsky «The Kharkiv aviation institute»; Ukraine, Kharkiv

I.V. Ledovskykh, Taganrog aviation scientific and technical complex of G.M. Beriyev; Taganrog

e-mail: brg1705@beriev.com

Summary. The accuracy and the value obtained from the results of flight tests of information about the patterns of loading of the aircraft on the flight modes of the model depends on the choice of placing the prepared cross-sections on which the strain gauges are placed along the wing span and their calibration. Use of a finite element method when determining an arrangement of the prepared sections, the choice of places and sizes of the application of loading for their calibrating is offered. On the example of a wing of the medium-range aircraft places of a sticker of strain gauge and a task for their calibrating are analysed. Dependences for calculation of calibration coefficients are given. The recommendations allow to simplify and accelerate carrying out preliminary calibrating are created.

Keywords: plane, calibrating strain gauge, deformation, modeling.

References:

1. Yumashev L.A. Definition of the loadings operating aboard the plane in flight with a tenzometriya method: Technical report No.18s. *Flight and research institute. Zhukovsky*, 1950. 42 p.
2. Skopinski T.H., Aiken W.S., Wilber B.H. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads. *NACA Report 1178*. 1954. 32 p.
3. Klokova N.P. Strain gage: theory, calculation procedures, developments. *Mechanical engineering. Moscow*, 1990. 224 p.
4. Makarov R.A., Rensky A.B., Borkunsky G.H., Etingof M.I. Tenzometry in mechanical engineering. *Mechanical engineering. Moscow*, 1975. 288 p.
5. Klyachko M.D., Arnautov E.V. Flight strength tests of planes. Dynamic loadings. *Mechanical engineering. Moscow*, 1984. 120 p.
6. Klyachko M.D., Arnautov E.V. Flight strength tests of planes. Static loadings. *Mechanical engineering. Moscow*, 1985. 128 p.
7. Gudkov A.I., Leshakov P.S. Methods and technology of flight tests of planes for durability. *Mechanical engineering. Moscow*, 1972. 248 p.
8. Seber J., Maljutov M.B. Linear regression analysis. *MIR publishing house. Moscow*, 1980. 456 p.
9. Arepiev A.N., Gromov M.S., Shapkin V.S. Questions of operational survivability of aviadesigns. *Air transport. Moscow*, 2002. 424 p.
10. Pavlov A.V. The equipment and methods of measurements at flight tests of planes. *Mechanical engineering. Moscow*, 1967. 216 p.