

УДК 629.7.018:531.391

## КОРРЕКЦИЯ РАСЧЕТНОЙ МОДЕЛИ ОТЪЕМНОЙ ЧАСТИ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Бернс В.А.<sup>1</sup>, Годин А.И.<sup>2</sup>, Жуков Е.П.<sup>1</sup>, Красноручский Д.А.<sup>1</sup>, Лакиза П.А.<sup>1</sup>, Пара А.В.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>ФАУ «СибНИА имени С.А. Чаплыгина», г. Новосибирск, Россия, qinterfly@gmail.com  
<sup>2</sup>ПАО «ОАК», г. Москва, Россия

*Ключевые слова:* летательный аппарат, собственные колебания, конечно-элементная модель, обобщенные модальные характеристики, экспериментальный модальный анализ, коррекция матрицы жесткости.

Конечно-элементные модели (КЭ-модели) широко используются для проведения статических и динамических расчетов во многих областях техники. Однако такие модели в ряде случаев содержат неизбежные погрешности моделирования, обусловленные дискретизацией модели, неточностью задания свойств материалов, геометрических характеристик и граничных условий. Для устранения погрешностей моделирования используются детерминированные и стохастические методы коррекции КЭ-моделей. В основе этих методов лежит минимизация разницы между ключевыми характеристиками реальной конструкции и параметрами КЭ-модели.

В данной работе используется детерминированный метод коррекции КЭ-моделей конструкций по результатам модальных испытаний [1]. Коррекции подлежит спектр частот собственных колебаний. Метод заключается в изменении матрицы жесткости посредством добавления невесомой корректирующей КЭ-модели, построенной на узлах исходной модели в соответствии с существующими взаимосвязями между линейными степенями свободы. В качестве варьируемых параметров, подлежащих определению, выступают жесткости элементов корректирующей модели. Матрица масс считается определенной точно и в ходе коррекции не изменяется.

Разработанная программная реализация предложенного метода коррекции была апробирована на примере динамически подобной модели самолета Ту-204 [1] и имитационной модели каркаса зонтичной антенны космического аппарата [2]. В настоящей работе осуществлена коррекция КЭ-модели отъемной части крыла (ОЧК) летательного аппарата. Коррекция проведена по пяти наборам экспериментально определенных частот. Каждый последующий набор дополняет одним тоном колебаний предыдущий. Например, сначала коррекция была проведена только по изгибу ОЧК I тона, а затем еще и изгибу ОЧК II тона. В конечном итоге была осуществлена одновременная коррекция пяти тонов колебаний. Распределение изменений узловых жесткостей по всем линейным степеням свободы КЭ-модели до и после коррекции по и пяти тонам колебаний приведено на рис. 1. Синяя цветовая гамма на рис. 1 соответствует областям понижения исходной жесткости, а красная – областям повышения исходной жесткости. Черному цвету соответствуют области, жесткость которых в ходе коррекции осталась неизменной. Результаты коррекции сведены в табл. 1. При этом все частоты приведены к частоте первого экспериментального тона.

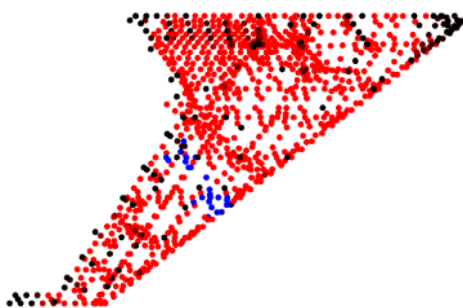


Рис. 1. Распределения изменений узловых жесткостей

Таблица. 1. Результат коррекции ОЧК

Тон	Приведенная частота		Погрешность до и после коррекции, %					
	Эксперимент	Исходная модель	До	После				
				1	2	3	4	5
1	1.00	1.51	50.7	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
2	2.28	3.18	39.5	-7.4	0.0	0.0	0.0	0.0
3	3.37	4.13	22.6	-18.6	-13.8	0.0	0.0	0.0
4	3.95	4.82	21.8	-19.1	-17.8	-8.2	0.0	0.0
5	4.87	6.15	26.2	-16.2	-21.8	-2.6	-4.4	0.0

Проведена автоматизированная коррекция свободной КЭ-модели ОЧК летательного аппарата по пяти наборам частот собственных колебаний, определенных экспериментально. Целевые частоты при коррекции по каждому из наборов были достигнуты с высокой степенью точности.

### Список литературы

1. Красноруцкий, Д.А. Метод коррекции конечно-элементных моделей динамических систем / Д.А. Красноруцкий, П.А. Лакиза, В.А. Бернс, Е.П. Жуков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2021. – № 3. – С. 84-95. – DOI: 10.15593/perm.mech/2021.3.08.

2. Бернс, В.А. Разработка расчетно-экспериментального метода модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций / В.А. Бернс, В.Е. Левин, Д.А. Красноруцкий, Д.А. Маринин, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, П.А. Лакиза // Космические аппараты и технологии. – 2018. – Т. 2. – № 3. – С. 125-133.

### Сведения об авторах

Бернс Владимир Андреевич, д.т.н., профессор, начальник отделения. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Годин Александр Игоревич, начальник бригады. Область научных интересов: аэроупругость.

Жуков Егор Павлович, к.т.н., ведущий инженер. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Красноруцкий Дмитрий Александрович, к.т.н., старший научный сотрудник. Область научных интересов: механика стержневых систем, динамика и прочность летательных аппаратов.

Лакиза Павел Анатольевич, младший научный сотрудник. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Пара Александр Владимирович, заместитель начальника отдела. Область научных интересов: аэроупругость.

## **FINITE ELEMENT MODEL UPDATING OF AN AIRPLANE WING**

Berns V.A.<sup>1</sup>, Godin A.I.<sup>2</sup>, Zhukov E.P.<sup>1</sup>, Krasnorutskiy D.A.<sup>1</sup>, Lakiza P.A.<sup>1</sup>, Para A.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk, Russia,

qinterfly@gmail.com

<sup>2</sup>PJSC United Aircraft Corporation, Moscow, Russia

*Keywords: airplane, naturaloscillations, finiteelementmodel, generalmodalparameters, ground vibration testing, stiffness matrix updating.*

The key features of the previously developed method for finite element model updating have been discussed. The purpose of updating is to change eigenspectrum. In the course of updating a stiffness matrix is altered by adding an updating finite element model created on nodes of the initial one with respect to existing links between linear degrees of freedom. The proposed approach has been implemented into a program and verified by the examples of the dynamically-scaled model of Tu-204 and model of the spacecraft antenna frame structure. The method has been proven to be successful while applied to an airplane wing in order to update five eigenfrequencies. The values of the eigenfrequencies determined as the result of the ground vibration testing have been used as the target ones for the updating procedure and achieved with a high level of accuracy.