

## Влияние аэроупругости на эффективность локаторов с конформными антеннами

А. Г. Черевко, А. А. Черевко, Ю. В. Моргачев, Е. М. Ильин, А. И. Полубехин

Рассмотрено влияние аэроупругости на погрешности лоцирования объектов летательными аппаратами (ЛА), несущими локаторы с конформными антеннами. Показано, что вызванные явлением аэроупругости существенные погрешности лоцирования могут быть демпфированы установкой датчиков деформаций на ЛА в точки, определяемые моделированием, учитывающим аэроупругость.

*Ключевые слова:* аэроупругость, конформная антенна, лоцирование.

### 1. Введение

Термин «аэроупругость» применяется к важному классу задач, возникающих при конструировании летательных аппаратов. Аэроупругость часто определяется как наука, изучающая взаимодействие инерционных, аэродинамических и упругих сил и влияние этого взаимодействия на конструкцию самолета. Проблем аэроупругости не существовало бы, если бы самолетные конструкции были абсолютно жесткими. Современные самолетные конструкции обладают достаточно большой гибкостью, и эта гибкость является основной причиной различных явлений аэроупругости. Гибкость конструкции сама по себе не нежелательна; однако когда деформации конструкции возбуждают дополнительные аэродинамические силы, возникают явления аэроупругости. Эти дополнительные аэродинамические силы могут вызвать дополнительные деформации конструкции, которые приведут к возбуждению еще больших аэродинамических сил. В результате взаимодействия между силами инерции, аэродинамическими и упругими силами деформации могут иметь тенденцию становиться все меньше и меньше до тех пор, пока не будет достигнуто состояние устойчивого равновесия, либо могут возникнуть колебания конструкции. В первом случае мы будем иметь статические, а во втором – динамические явления аэроупругости [1–3].

Аэроупругие колебания конструкций планера могут вызывать колебания закрепленной на нем антенной решетки (АР). Это, в свою очередь, вызовет пространственное смещение фокуса и, как следствие, потерю отслеживаемой радиолокатором цели. При современном уровне развития радиолокации возможно использование на летательном аппарате фазированных антенных решеток (ФАР), которые позволяют управлять положением фокуса с большой скоростью, сравнимой со скоростями смещения АР при их колебаниях. Это открывает возможность компенсации смещений фокуса, вызванных колебаниями.

Такая компенсация будет особенно эффективна, если удастся вычислять деформации конструкций планера за некоторое время до их возникновения.

Изложенный далее метод решения этой задачи будет для наглядности рассмотрен на примере крыла, имеющего типичные для беспилотных летательных аппаратов форму и размеры. В то же время этот метод может применяться и для любых других элементов конструкции планера.

## 2. Метод демпфирования погрешностей лоцирования, связанных с влиянием аэроупругости

Метод заключается в расположении на крыле небольшого количества датчиков, по данным с которых могут быть восстановлены смещения крыла в точках крепления этих датчиков. Предварительно при проектировании системы упреждающего управления ФАР должны быть изучены моды аэроупругих колебаний планера с АР с учетом его конструктивных особенностей и возможных режимов полета. Эти данные закладываются в бортовую ЭВМ и используются для предсказания смещения АР по данным с датчиков. Структурная схема построения системы упреждающего управления ФАР приведена на рис. 1, 2.

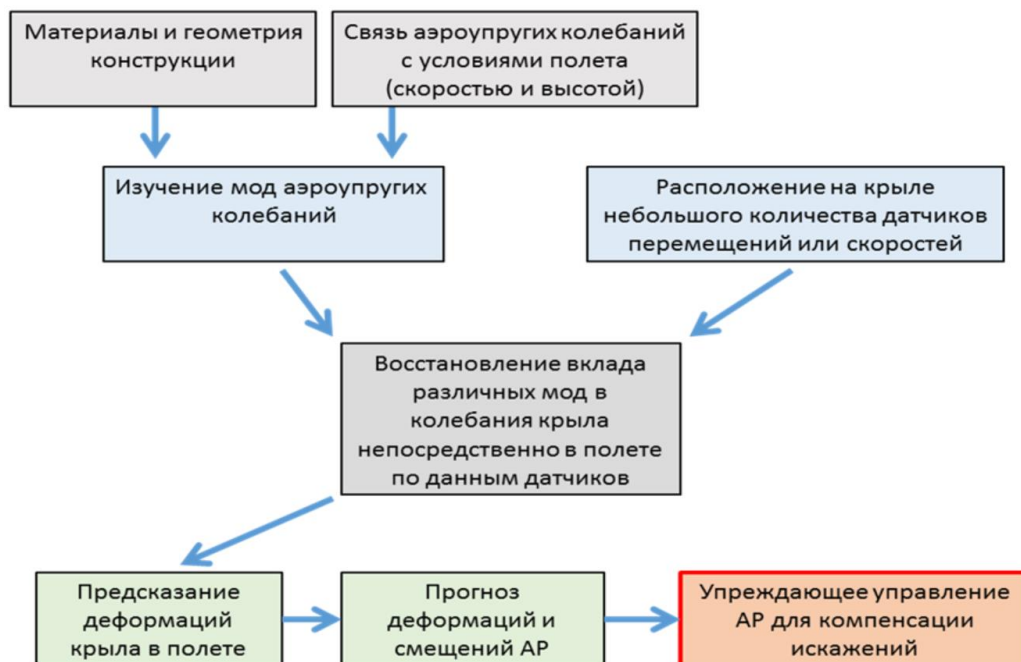


Рис. 1. Структурная схема построения системы упреждающего управления ФАР

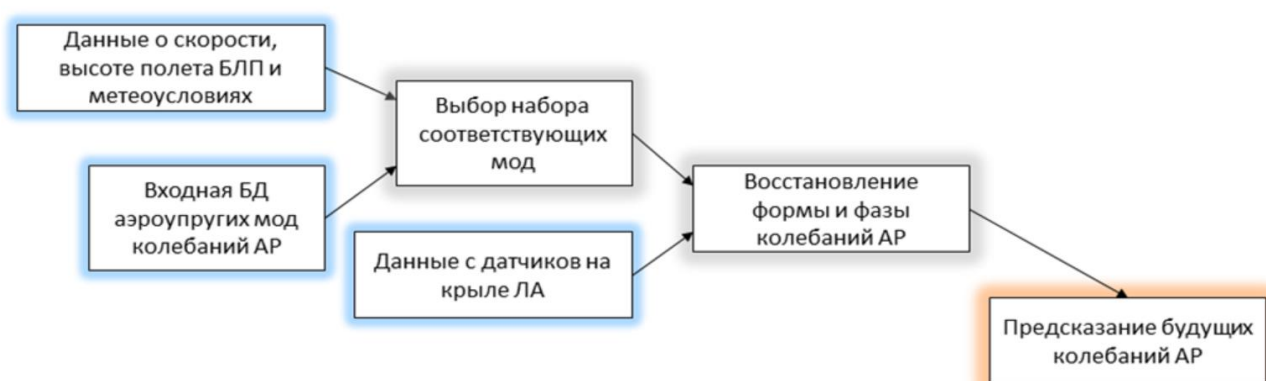


Рис. 2. Структурная схема использования упреждающего управления ФАР в части аэроупругих колебаний

### 3. Оценка эффективности метода демпфирования погрешностей лоцирования, связанных с влиянием аэроупругости

Возникает вопрос, насколько эффективно может быть восстановлена информация о колебаниях крыла по данным с датчиков. Для проверки были выполнены расчеты в пакете ANSYS [4–20], который допускает как решение задач аэродинамики, так и задач деформации конструкции, а также предоставляет возможность быстрого вывода результатов расчета в удобном для пользователя графическом виде с возможностью наглядного просмотра распределений различных физических величин и их анализа. Расчет проводился для крыла в виде оболочки без внутренних подкреплений со стандартным симметричным профилем NASA 0010, изображенным на рис. 3. Длина хорды крыла – один метр, толщина профиля – 0.2 м, длина крыла – 5 метров, толщина оболочки – 0.01 м. Материал – алюминиевый сплав АД33. Один из концов крыла жестко закреплен.

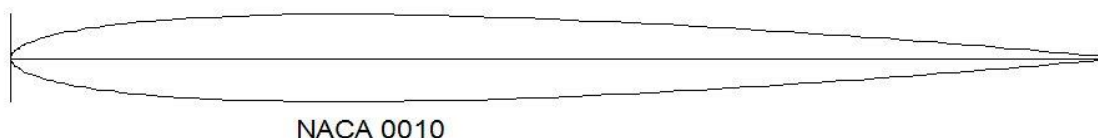


Рис. 3. Профиль крыла

Были рассчитаны первые девять собственных колебательных мод крыла. На рис. 4 приведены деформации, соответствующие первым трем собственным частотам колебаний.

На рис. 4 дальний конец крыла закреплен. Слева приведена цветовая шкала, возле которой подписаны абсолютные значения деформаций (в метрах), т.е. отклонения точек крыла от положения, которое они имели до взлета. Выше шкалы приведен сопроводительный текст, в котором указана соответствующая частота собственных колебаний (например, на первом рисунке – 4.8329 Герц). Справа приведено изображение модели крыла, раскрашенное в соответствии с величиной деформации при максимальном отклонении крыла.

На рис. 5 приведена в качестве примера погрешность восстановления вертикального смещения задней кромки крыла по данным с датчиков, соответствующая деформации крыла при воздействии перепада давления между верхней и нижней поверхностями с частотой 32 Гц. Поскольку для каждой из мод величина смещений датчиков и точек задней кромки пропорциональны, а любое колебание можно приближенно представить как линейную комбинацию конечного числа мод, то по данным датчиков линейными операциями (что важно с точки зрения быстродействия) приближенно восстанавливаются положения точек задней кромки. Учет положений датчиков в нескольких последовательных моментах времени позволяет вычислить фазу колебаний и, следовательно, сделать прогноз на следующий момент времени.

Как видно из рисунка, с использованием предложенного метода возможно восстановить колебания задней кромки по данным, собираемым с датчиков, хотя и с некоторой небольшой погрешностью. В данном случае погрешность имеет наименьшую величину вблизи середины задней кромки.

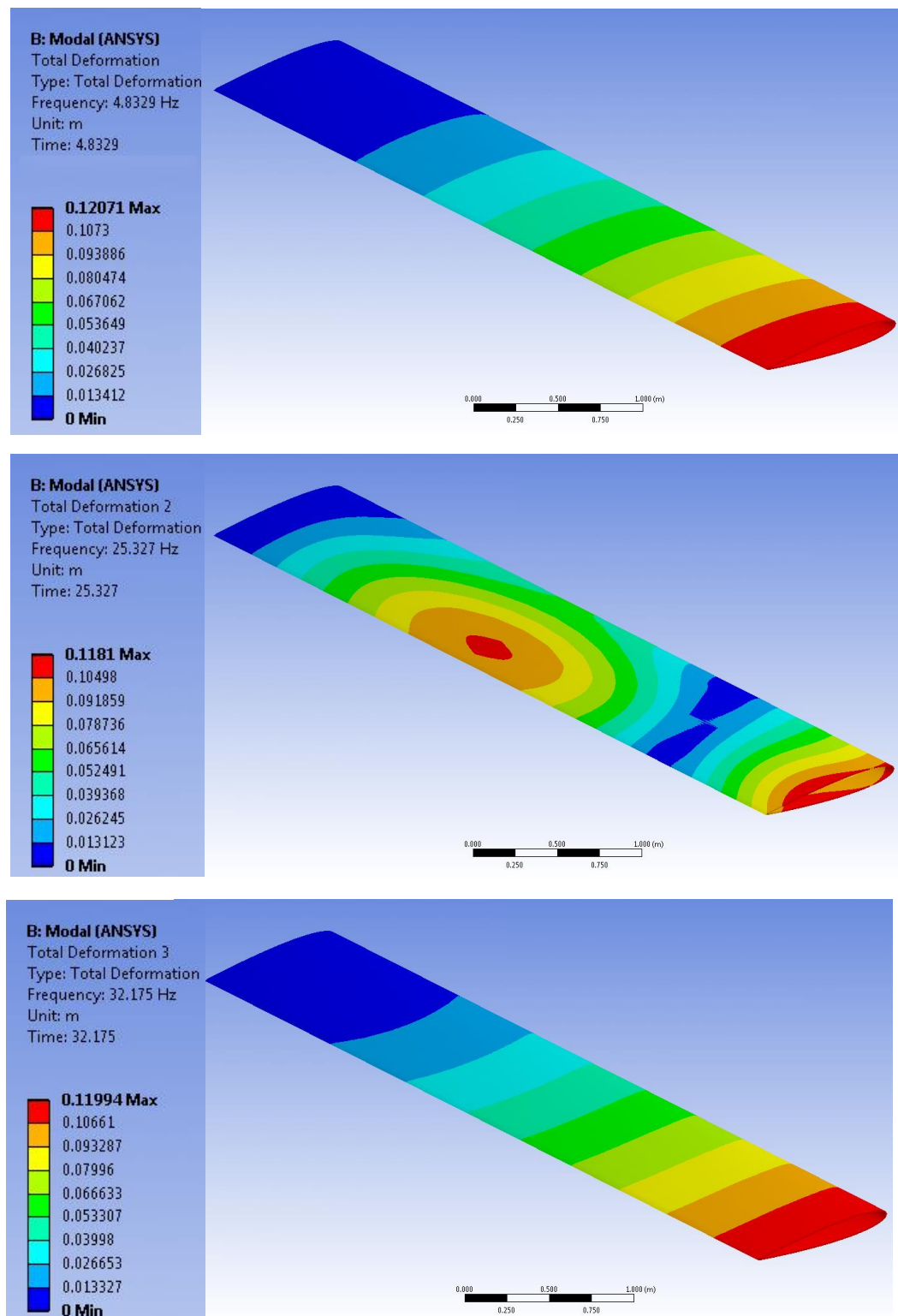


Рис. 4. Деформации крыла, соответствующие первым трем собственным частотам колебаний

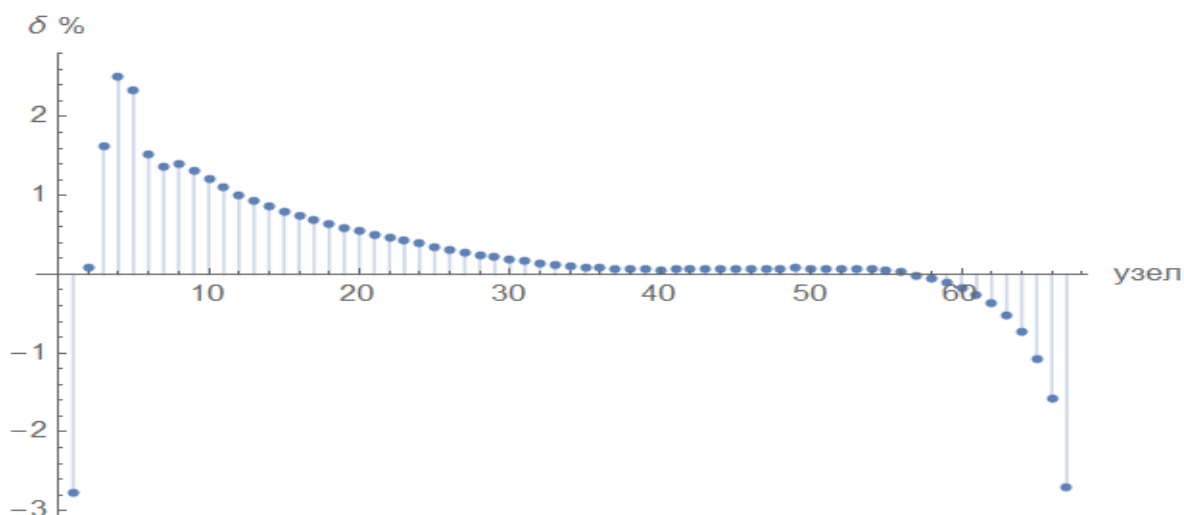


Рис. 5. Погрешность восстановления деформации задней кромки по данным с датчиков

#### 4. Погрешности работы локатора с конформной антенной, связанные с аэроупругостью

Для выяснения влияния колебаний крыла на работу локатора с конформной ФАР была разработана компьютерная модель работы локатора с такой антенной решеткой. Четырехэлементная микрополосковая ФАР расположена в крыле, плотно прилегая к оболочке, и находится над объектом. Красная линия на экране локатора (рис. 6) является линией развертки, перемещающейся в секторе  $12^\circ$  по дуге от  $84$  до  $96$  градусов с постоянной скоростью и обновляющей координаты цели при её облучении. Луч локатора моделируется нормалью к ФАР. Перемещение луча по экрану локатора задается периодической функцией. Влияние аэроупругости учитывается наложением на периодическую функцию колебаний, определяемых первыми девятью модами вибраций, вызванных аэроупругостью.

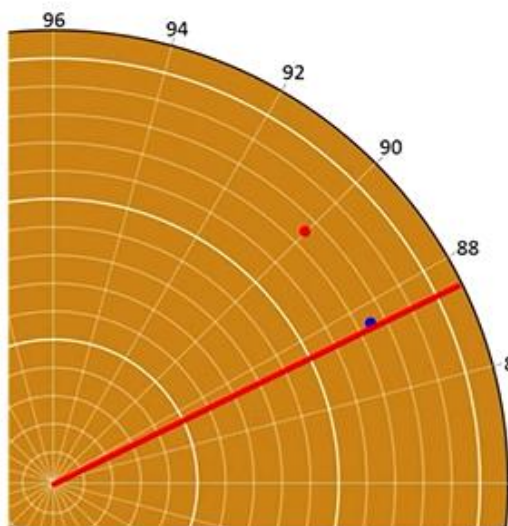


Рис. 6. Экран локатора. Объект находится на отметке  $90$  градусов (красная точка на экране)

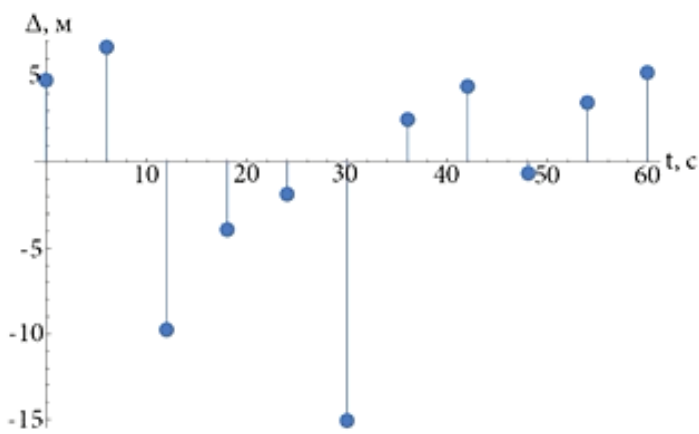


Рис. 7. Погрешность определения координаты покоящегося объекта, находящегося под крылом ЛА, на высоте  $400$  м. Период обзора –  $6$  секунд

Объект, истинное положение которого отмечено красной точкой на экране локатора, находится под крылом, что соответствует  $90^\circ$  на шкале локатора. Синей точкой отмечено положение объекта, даваемое локатором. Различное положение красной и синей точки на экране вызвано воздействием аэроупругости, при отсутствии такого воздействия эти точки

совпадают. Как видно из рис. 6, где приведен пример одного из циклов лоцирования объекта, ошибка локатора равна  $2.3^\circ$ . Компьютерное моделирование показало, что погрешность локатора, вызванная аэроупругостью для крыла из алюминиевого сплава АД33, рассмотренного в настоящей работе, носит случайный характер. При этом максимальное отклонение составляет  $2.5$  градуса, что при расстоянии до объекта, равном  $400$  метров, соответствует ошибке  $17.5$  м в координате объекта (рис. 7).

На основании спрогнозированных данных о колебаниях крыла возможно рассчитать необходимые амплитудно-фазовые коэффициенты питающих портов для демпфирования главного лепестка диаграммы направленности (луча) ФАР с помощью современных программных пакетов для электромагнитного моделирования, например, ANSYS HFSS [21] и FEKO [22]. Используя рассчитанные амплитудно-фазовые распределения, возможно добиться уменьшения погрешности определения координаты цели, что иллюстрирует рис. 9, где приведены наши результаты моделирования демпфирования отклонения на  $5$  градусов четырехэлементной микрополосковой ФАР, работающей на частоте  $3$  ГГц (рис. 8).

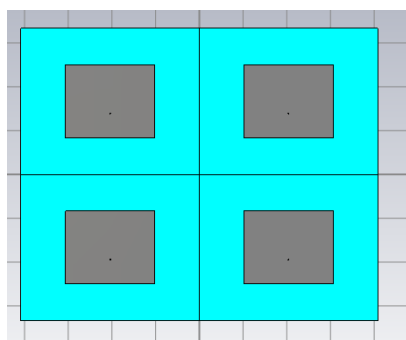


Рис. 8. Дизайн микрополосковой ФАР,  $f=3$  ГГц

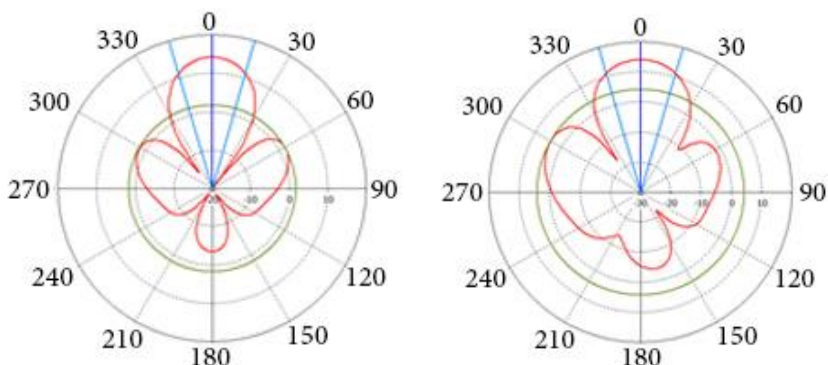


Рис. 9. Исходная ДН микрополосковой ФАР,  $f=3$  ГГц (слева) и ее ДН после компенсации воздействия вибраций, вызванных аэроупругостью (справа), в полярных координатах

Как видно из рис. 9, отклонение плоскости ФАР даже на  $5$  градусов скомпенсировано с помощью использования встроенных инструментов оптимизации программного пакета, фазовые коэффициенты были подобраны так, что направление главного лепестка вернулось в исходное положение.

## 5. Обсуждение результатов

Результаты моделирования влияния аэроупругости на эффективность работы локаторов с конформными ФАР показали, что уже для крыла из алюминиевого сплава АД33 отсутствие учета этого влияния приводит к заметным погрешностям лоцирования объектов. Учитывая повсеместное внедрение беспилотных ЛА и целесообразность использования конформных антенн, такой учет становится необходимым, поскольку крыло и корпус БЛА делается из более легких и менее прочных материалов, чем алюминий, которые подвержены большим деформациям. При этом необходимо учесть, что увеличение размеров ФАР не приведет к повышению точности лоцирования без учета аэроупругости.

## Литература

1. Белоцерковский С. М., Кочетков Ю. А., Красовский А. А. и др. Введение в аэроавтоупругость. М.: Наука, 1980. 384 с.

2. Горшков А. Г., Морозов В. И., Пономарев А. Т., Шклярчук Ф. Н. Аэрогидроупругость конструкций. М.: Физико-математическая литература, 2000. 591 с.
3. Морозов В. И., Пономарев А. Т., Рысев О. В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Наука, 1995. 736 с.
4. System Coupling Users Guide, ANSYS, Inc.
5. ANSYS Fluent Getting Started Guide, ANSYS, Inc.
6. ANSYS Fluent in ANSYS Workbench Users Guide, ANSYS, Inc.
7. ANSYS Fluent Meshing Users Guide, ANSYS, Inc.
8. ANSYS Fluent Theory Guide, ANSYS, Inc.
9. ANSYS Fluent UDF Manual, ANSYS, Inc.
10. ANSYS Fluent Users Guide, ANSYS, Inc.
11. ANSYS CFX Introduction, ANSYS, Inc.
12. ANSYS CFX Reference Guide, ANSYS, Inc.
13. ANSYS CFX Tutorials, ANSYS, Inc.
14. ANSYS CFX-Pre Users Guide, ANSYS, Inc.
15. ANSYS CFX-Solver Manager Users Guide, ANSYS, Inc.
16. ANSYS CFX-Solver Theory Guide, ANSYS, Inc.
17. CFX-Solver Modeling Guide, ANSYS, Inc.
18. ANSYS Mechanical Tutorials, ANSYS, Inc.
19. ANSYS Mechanical APDL Theory Reference, ANSYS, Inc.
20. ANSYS Mechanical Users Guide, ANSYS, Inc.
21. Engineering Simulation & 3-D Design Software | ANSYS [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ansys.com/> (дата обращения: 11. 09. 2017).
22. FEKO – EM Simulation Software [Электронный ресурс]. URL: <https://www.feko.info/> (дата обращения: 11. 09. 2017).

*Статья поступила в редакцию 02.04.2017*

**Черевко Александр Григорьевич**

к.ф.-м.н., профессор, заведующий кафедрой физики СибГУТИ (630102, Новосибирск, ул. Кирова, 86), тел. (383) 269-39-20, e-mail: [cherevko@mail.ru](mailto:cherevko@mail.ru).

**Черевко Александр Александрович**

к.ф.-м.н., старший научный сотрудник ИГиЛ СО РАН (630090, Новосибирск, пр. Лаврентьева, 15), e-mail: [cherevko@mail.ru](mailto:cherevko@mail.ru).

**Моргачев Юрий Вячеславович**

инженер лаборатории физических основ телекоммуникаций СибГУТИ (630102, Новосибирск, ул. Кирова, 86), e-mail: [morgachev.yury@gmail.com](mailto:morgachev.yury@gmail.com).

**Ильин Евгений Михайлович**

д.ф.-м.н., профессор, ведущий аналитик инновационного технологического центра комплекса научной политики МГТУ им. Н. Э. Баумана (105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1), e-mail: [evgil45@mail.ru](mailto:evgil45@mail.ru).

**Полубехин Александр Иванович**

к.т.н., руководитель инновационного технологического центра комплекса научной политики МГТУ им. Н. Э. Баумана (105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1), e-mail: [polub1980@mail.ru](mailto:polub1980@mail.ru).

**The effect of aeroelasticity on the efficiency of locators with conformal antennas**

**Alexander G. Cherevko, Alexander A. Cherevko, Yury V. Morgachev, Evgeny M. Il'in, Alexander I. Polubehin**

The effect of aeroelasticity on the error in detecting objects by aircraft carrying locators with conformal antennas is considered. It is shown that the significant detection errors caused by the phenomenon of aeroelasticity can be damped by installing deformation sensors on the aircraft at points determined by modeling taking into account the aeroelasticity.

*Keywords:* aeroelasticity, conformal antenna, detection.