

УДК 533.6.013.413

Численное моделирование аэродинамической асимметрии и способ обеспечения боковой устойчивости маневренного самолета

Головнев А.В.*, Котов И.А., Тарасов А.Л.**

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», ВУНЦ ВВС «ВВА», ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия

**e-mail: golovnyev@rambler.ru*

***e-mail: andreyt4884@mail.ru*

Аннотация

Предложен способ обеспечения боковой устойчивости маневренного самолета на больших углах атаки. Методом моделирования отсоединенных вихрей получены осредненные значения и диапазоны изменений асимметричных боковых моментов, действующих на самолет на больших углах атаки в различных конфигурациях отклонения секций носков крыла. Для анализа спектров колебаний асимметричных боковых моментов использовалось непрерывное вейвлет-преобразование. Оценено изменение аэродинамического качества самолета.

Ключевые слова: аэродинамическая асимметрия, вейвлет-анализ, дифференциальное отклонение носков, моделирование отсоединенных вихрей.

Особенности аэродинамических характеристик современных маневренных самолетов на больших углах атаки

Одной из особенностей аэродинамических характеристик современных маневренных самолетов является возникновение на больших углах атаки значительных по величине несимметричных аэродинамических моментов крена и рыскания [1].

Причина этого явления связана с установлением несимметричного отрывного обтекания вызванного асимметризацией вихревых структур и несимметричным разрушением вихрей над крылом или другими несущими поверхностями. Также причиной возникновения асимметричных моментов может быть несимметричное развитие отрыва потока и сложная структура взаимодействия вихревых систем, сходящих с поверхности фюзеляжа и крыла [2].

Асимметрия в обтекании даже при нулевом угле скольжения может приводить к образованию значительных моментов по крену и рысканию, значения которых на разных углах атаки могут существенно изменяться вплоть до смены направления действия. Значительные асимметричные моменты на больших углах атаки могут стать причиной сваливания самолета [3].

Устранение аэродинамической асимметрии в общем случае задача сложная, поскольку она обусловлена самой природой отрывно-вихревого обтекания. Тем не менее, известны различные приемы симметризации течения, в частности, за счет устранения малых асимметричных надстроек, или симметризации линий отрыва потока с гладкой носовой части фюзеляжа посредством установки небольших боковых ребер и т.д. [1]. В работе [4] как средство для снижения боковых нагрузок на носо-

вых частях маневренных самолетов на больших углах атаки рассматривается электрический разряд.

Проблемы, связанные с неустойчивостью на больших углах атаки, проявились и для самолета Як-130. Допустимый угол атаки самолета составляет 26 градусов, в то время как максимальное значение коэффициента подъемной силы достигается на угле атаки 32 градуса [5].

На самолете Як-130 довыпуск носков на угол $\delta_H = -27^\circ$ осуществляется при достижении угла атаки $\alpha = 24^\circ$ (конфигурация А) [5]. Для обеспечения боковой устойчивости самолета предлагается на угле атаки $\alpha = 24^\circ$ отклонять носки дифференциально: корневые секции на угол $\delta_{H \text{ корн}} = -27^\circ$, а концевые – $\delta_{H \text{ конц}} = 0^\circ$ (конфигурация Б). Реализованная и предлагаемая конфигурации отклонения носков крыла самолета схематично представлены на рисунке 1.

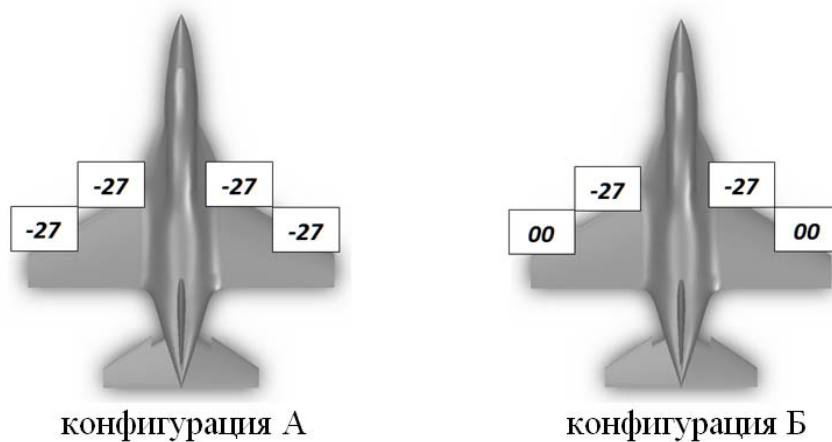


Рис. 1. Реализованная (А) и предлагаемая (Б) конфигурации отклонения носков крыла самолета

Расчет аэродинамических характеристик

Расчеты с использованием стационарных и нестационарных уравнений Рейнольдса (*Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS*) не обеспечивают приемлемую для практики точность предсказания ряда характеристик течений в силу ограниченных возможностей полуэмпирических моделей турбулентности. С другой стороны, применение моделирования крупных вихрей (*Large Eddy Simulation, LES*), также как и прямого численного моделирования (*Direct Numerical Simulation, DNS*) требует достаточно мощных вычислительных ресурсов.

В работе для расчета аэродинамических характеристик самолета использовался гибридный подход, сочетающий в себе *RANS* и *LES*-моделирование, которым является метод моделирования отсоединенных вихрей (*Detached Eddy Simulation, DES*).

В области присоединенного пограничного слоя *DES* функционирует в режиме уравнений Рейнольдса, а в области отрыва потока переходит в метод моделирования крупных вихрей. При этом достигается сочетание лучших качеств обоих подходов – высокая точность и экономичность уравнений Рейнольдса в области присоединенного пограничного слоя и универсальность *LES* в отрывной зоне.

Отметим, что в методе *LES* ставится цель численно воспроизвести наиболее крупные вихревые структуры, соответствующие длинноволновой части инерционного интервала энергетического спектра. Случайный характер численного решения обусловлен природой флуктуаций.

Имеется достаточно широкий положительный опыт применения *DES* для решения задач внешней аэродинамики. Полученные результаты свидетельствуют о

возможностях данного подхода с высокой точностью рассчитывать пульсационные и спектральные характеристики турбулентных течений [6, 7], что важно, например, для исследования явления аэродинамической асимметрии самолета.

Для определения аэродинамических характеристик самолета в рамках метода *DES* была построена расчетная сетка, представленная на рисунке 2, в структуре которой можно выделить 4 характерные области [8].

В *ER* (*Euler region*) использована достаточно грубая расчетная сетка, поскольку газодинамические параметры в этой области изменяются достаточно медленно.

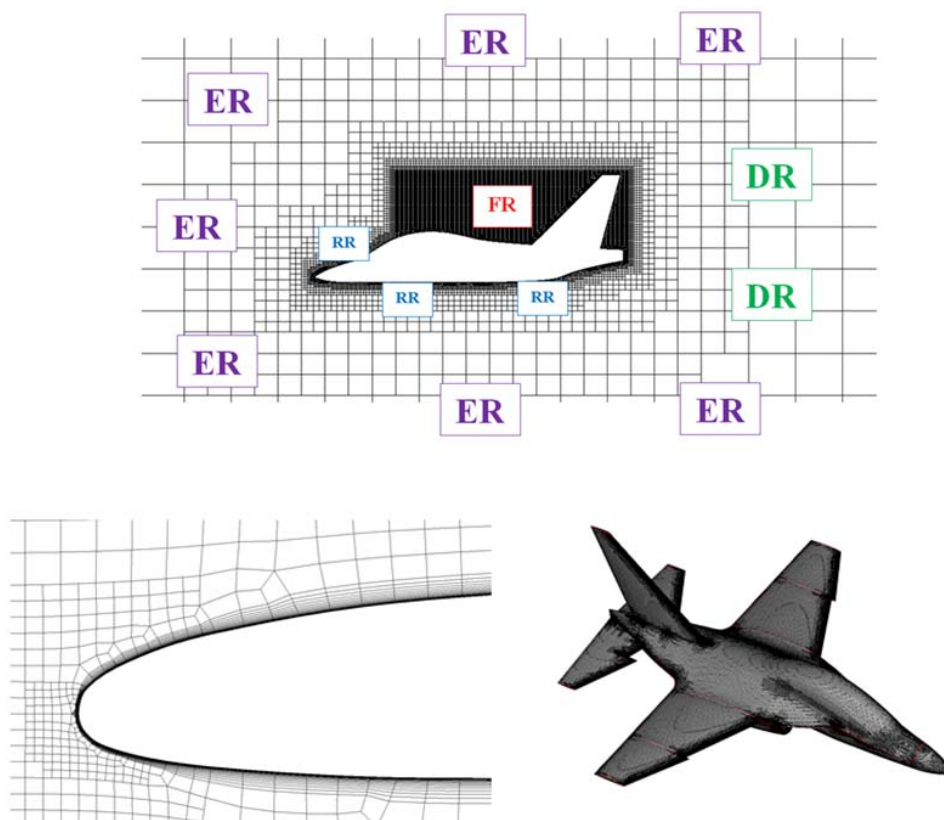


Рис. 2. Расчетная сетка для *DES*-моделирования обтекания самолета

В рециркуляционной зоне находится *FR* (*focus region*). Это *LES* область, непосредственно влияющая на течение в окрестности тела и требующая наиболее каче-

ственную сетку: ячейки сетки по форме близки к кубическим, размер шага сетки достаточен для разрешения энергонесущих вихрей.

В следе располагается *DR (departure region)*. Через эту область происходит «вынос» сформировавшихся структур. Сетка здесь может быть достаточно грубой, но она не должна приводить к искажению решения в *FR*.

Непосредственно вблизи стенок находится *RR (RANS region)*. Поскольку *DES* в этой области работает как *RANS*, здесь использована анизотропная *RANS* сетка. Для моделирования отрыва потока в расчетах использовалась низкорейнольдсовая модель турбулентности *SST $k - \omega$* , значение относительного расстояния до стенки на поверхности модели самолета y^+ было обеспечено менее 1.

Расчеты проводились в коммерческом программном коде *ANSYS Fluent 14,5* (лицензия ВУНЦ ВВС «ВВА» № 1022486).

После исследования сеточной сходимости и сходимости по шагу расчета, был произведен расчет аэродинамических характеристик самолета в широком диапазоне углов атаки для числа $M = 0,2$. Полученные результаты сравнивались с данными эксперимента [5]. На рисунке 3 представлены определенные по расчетным данным значения частной производной коэффициента момента крена по углу скольжения m_x^β и частной производной коэффициента момента рыскания по углу скольжения m_y^β в сравнении с экспериментом. Из рисунка видно, что расчеты удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

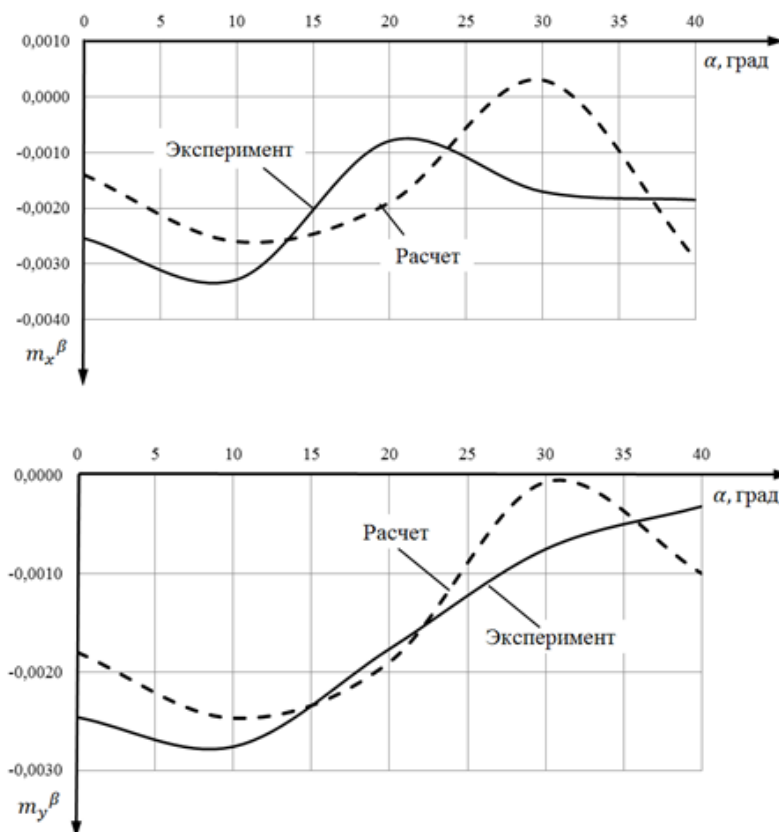


Рис. 3. Рассчитанные боковые характеристики самолета
в сравнении с экспериментом

Полученные результаты и их анализ

Картины распределения давлений по поверхности самолета и поля скоростей в поперечной плоскости в разных конфигурациях отклонения носков крыла, представленные на рисунках 4 и 5, показывают, что в конфигурации Б в отличие от А отрыв фиксируется на передней кромке концевых секций. Такой отрыв позволяет выровнять воздействие аэродинамической нагрузки на участки крыла расположенные на большом плече от оси Ox самолета.

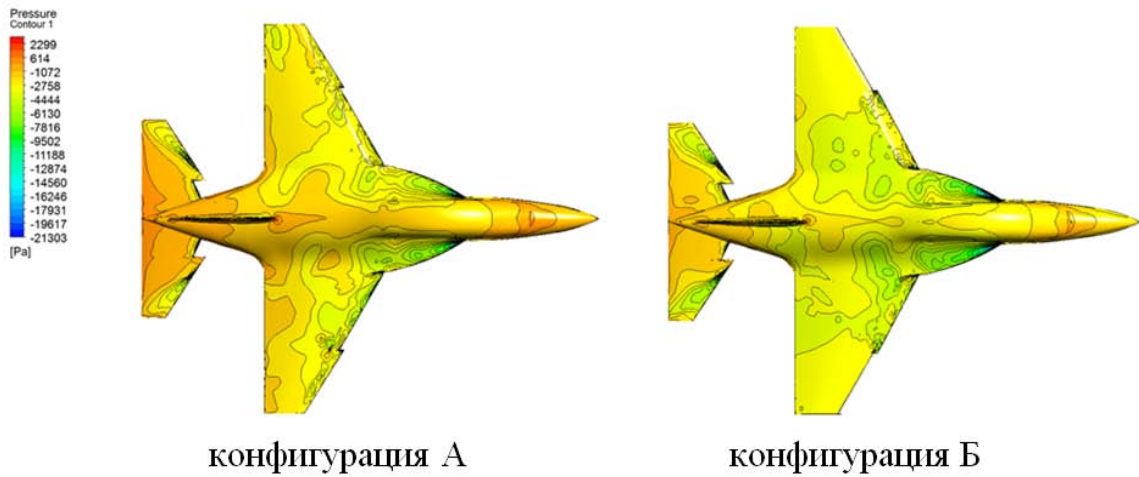


Рис. 4. Мгновенные поля давления на поверхности самолета на угле атаки 28 градусов

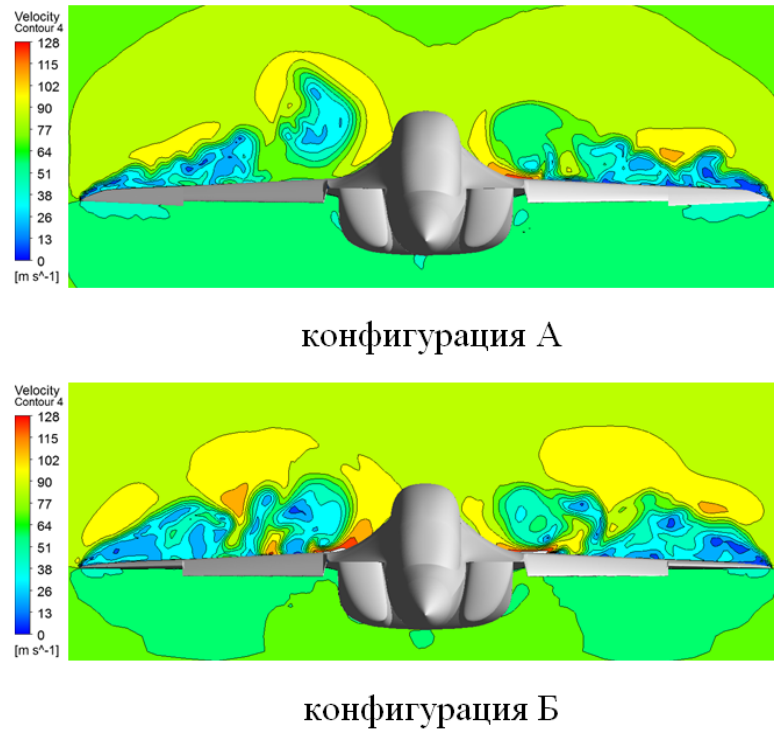


Рис. 5. Мгновенные поля скоростей в поперечной плоскости на угле атаки самолета 28 градусов

На рисунке 6 представлены полученные в расчетах осредненные по времени значения коэффициентов асимметричных аэродинамических моментов крена m_{x_0} и

рыскания m_{y0} исследуемого самолета в диапазоне углов атаки 26 – 34 градуса. При этом на основании [9] и проведенных авторами исследований средние значения переменных определялись по промежутку времени, за который поток проходит расчётную область 5 раз. Из рисунка видно, что m_{x0} самолета в конфигурации Б меньше в 2 раза, чем для конфигурации А, а m_{y0} – в 6. Однако для данной конфигурации аэродинамическое качество самолета K также меньше на 2 – 4 % (рисунок 7).

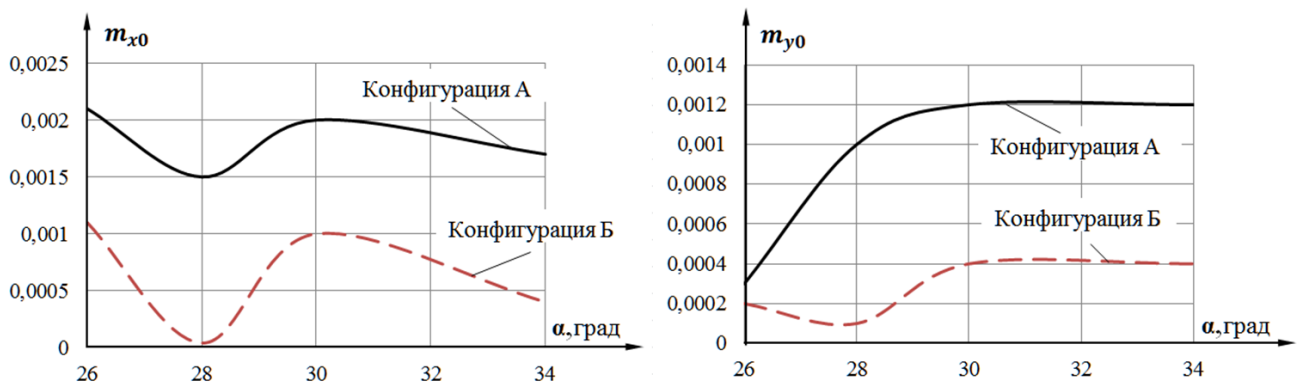


Рис. 6. Значения коэффициентов асимметричных моментов крена и рыскания, действующих на самолет в зависимости от угла атаки

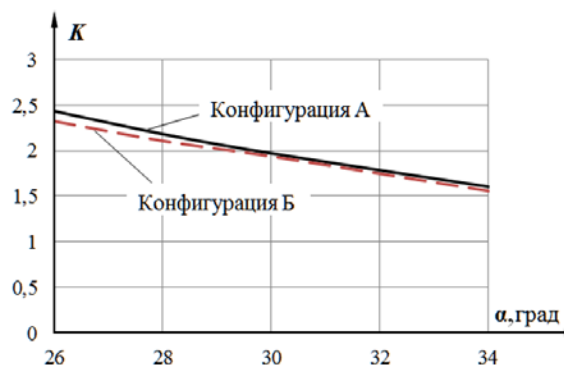


Рис. 7. Аэродинамическое качество самолета в зависимости от угла атаки

Асимметричные боковые аэродинамические моменты являются нестационарными и изменяются с течением времени случайным образом.

Область возможных значений m_{x0} и m_{y0} , определенная для каждого угла атаки как интервал $(-S, S)$, где S – стандартное выборочное отклонение, представлена на рисунке 8. Время сбора данных было выбрано таким, за которое поток проходит через расчётную область 10 раз (на основании [9] и проведенных авторами исследований). Из рисунка 8 видно, что дифференциальное отклонение носков крыла в диапазоне углов атаки 26 – 30 градусов позволяет уменьшить динамическое воздействие вихревых структур отрывного обтекания на поверхность исследуемого самолета.

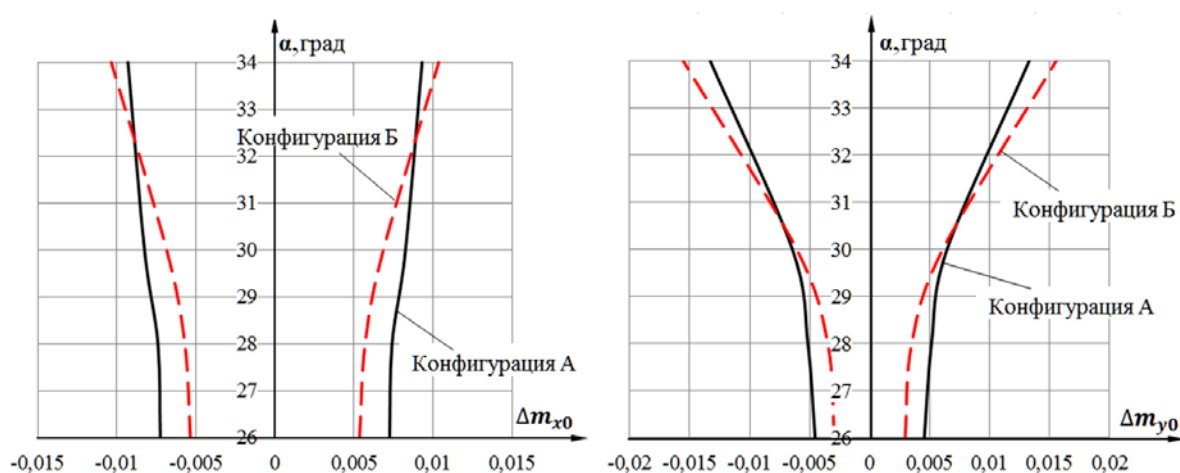


Рис. 8. Диапазон возможных значений коэффициентов асимметричных моментов крена и рыскания, действующих на самолет в зависимости от угла атаки

Поскольку асимметричные боковые аэродинамические моменты являются нестационарными по времени, то для анализа их спектров использовалось непрерывное вейвлет-преобразование [10].

На рисунках 9 – 10 показаны вейвлет-спектры колебаний коэффициентов асимметричных моментов рыскания действующих на самолет на угле атаки 28 градусов, представленные в виде проекции на плоскость масштаб-время ($a - b$) с изолиниями. Каждому значению масштаба соответствует линия вейвлет-коэффициентов $W(a,b)$. Выборке в 1000 отсчетов соответствует время 5 секунд.

Анализ спектров колебаний m_{x0} и m_{y0} в рассматриваемом диапазоне углов атаки показывает, что данные колебания являются полигармоническими с несколькими характерными частотными диапазонами. Дифференциальное отклонение носков крыла самолета позволяет уменьшить амплитуды низкочастотных составляющих обладающих высокой энергией.

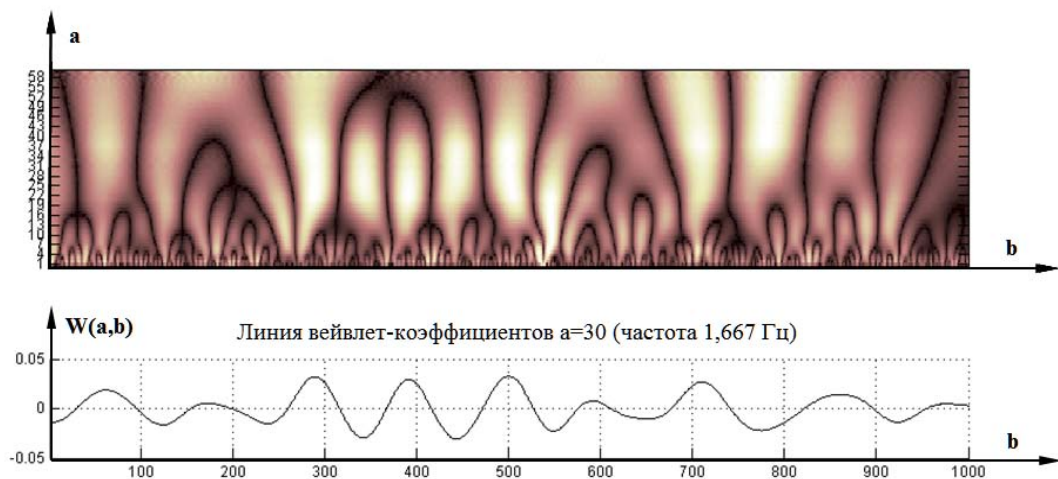


Рис. 9. Вейвлет-спектр коэффициента асимметричного момента рыскания самолета в конфигурации А на угле атаки 26 градусов

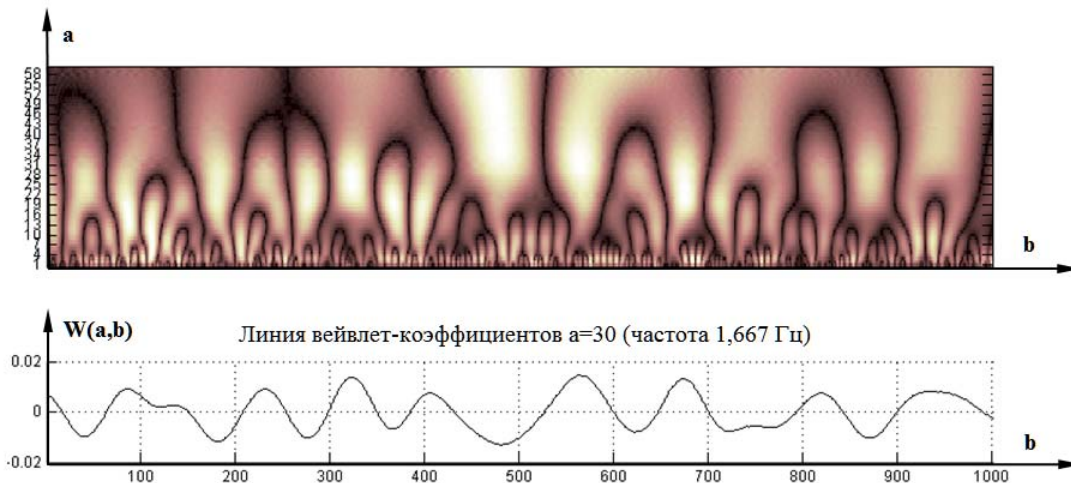


Рис. 10. Вейвлет-спектр коэффициента асимметричного момента рыскания самолета в конфигурации Б на угле атаки 26 градусов

Выводы

1. Выход маневренного самолета на большие углы атаки сопровождается появлением асимметричных моментов крена и рыскания.
2. Дифференциальное посекционное отклонение носков крыла на больших углах атаки позволяет уменьшить средние значения и амплитуды низкочастотных составляющих асимметричных боковых моментов, действующих на самолет.
3. Дифференциальное посекционное отклонение носков крыла приводит к незначительному уменьшению аэродинамического качества самолета.

Исследования проводились на основе договора о научно-техническом сотрудничестве с ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева» № 874 от 31.08.2012 г.

Библиографический список

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов /

Под ред. Г.С. Бюшгенса. - М.: Наука. Физматлит, 1998. - 816 с.

2. Воеводин А.В., Гайфуллин А.М., Петров А.С. Об аномальном поведении боковой силы действующей на самолет на больших углах атаки // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 18. № 3. С. 45-50.

3. Гоман М.Г., Хабров А.Н. Математическая модель описания аэродинамических характеристик на больших углах атаки и бифуркационный анализ критических режимов полета. - М.: ЦАГИ, 1998. 126 с.

4. Фомин В.М., Маслов А.А., и др. Управление вихревым обтеканием конуса при помощи электрического разряда // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 4. С.46-52.

5. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / Под ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. - М.: Машиностроение—Полет, 2005. - 368 с.

6. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. -М.: Физматлит, 2008. - 370 с.

7. Смирнов Е.М., Гарбарук А.В. Течения вязкой жидкости и модели турбулентности: методы расчета турбулентных течений. - СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2010. 127 с.

8. Spalart P.R. Young-Person's Guide to Detached-Eddy Simulation Grids. NASA-CR-2001-211032, 2011. 23 p.

9. Пашков О.А. Практические рекомендации по использованию метода крупных вихрей (LES) в ANSYS Fluent // Энергоэффективность и энергосбережения.

2013. № 19. С. 33-38.

10. Яковлев А.Н. Введение в вейвлет-преобразования. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. 104 с.