

Обеспечение боковой устойчивости маневренного самолета на больших углах атаки за счет дифференциального отклонения секций носков крыла

Головнев А.В.*, 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

В вычислительном эксперименте исследован механизм влияния дифференциального отклонения секций носков крыла маневренного самолета на его боковые аэродинамические характеристики. Показан диапазон углов атаки самолета, в котором целесообразно использование предлагаемой дифференциальной конфигурации передней кромки крыла.

Ключевые слова: маневренный самолет, боковые аэродинамические характеристики, дифференциальное отклонение секций носков крыла.

Как показывает анализ возможностей повышения боевой эффективности истребителей, ряд тактических преимуществ может быть обеспечен расширением области углов атаки, на которых возможен их полет, поэтому разработка и изучение

способов управления вихревыми структурами с целью улучшения аэродинамических характеристик самолетов на больших углах атаки является одной из важнейших задач.

В то же время развитие различных численных методов исследования течений позволяет значительно расширить область научного поиска, что, наряду с разработкой и применением достоверных математических моделей обтекания самолета и его частей, дает дополнительные возможности для изучения различных режимов полета, выявления путей совершенствования авиационной техники и улучшения ее летно-технических характеристик.

В настоящее время на фоне быстрого развития вычислительной техники особую актуальность приобретает применение гибридных *RANS-LES* методов, потенциально способных обеспечить не только повышение точности предсказания интегральных осредненных аэродинамических характеристик самолетов на больших углах атаки, но и получение качественно новой информации о вихревых структурах течений и нестационарных силовых нагрузках, действующих на элементы их конструкции [1].

В работе [2] как способ управления отрывно-вихревой структурой обтекания самолетов на больших углах атаки для улучшения их аэродинамических характеристик рассматривается дифференциальная настройка углов отклонения секций носков крыла: малые углы отклонения концевых и большие – корневых. Так же в [2] показано, что уменьшение угла отклонения концевых секций приводит к улучшению зависимости момента крена от угла атаки и скольжения самолета

$m_x(\alpha, \beta)$ в диапазоне углов атаки 11 – 19 градусов, а увеличение угла отклонения корневых секций – улучшает зависимости частных производных момента крена и рыскания от угла атаки ($m_x^\beta(\alpha)$ и $m_y^\beta(\alpha)$) на углах атаки более 23 – 26 градусов. Преимуществом данного способа является то, что он является активным, т.е. не имеющим фиксированной геометрии, адаптированной к узкому диапазону параметров полета.

Целью работы явилось исследование в вычислительном эксперименте возможности обеспечения боковой устойчивости маневренного самолета (увеличения степени путевой и поперечной статической устойчивости самолета по углу скольжения и увеличения значений углов скольжения при которых он сохраняет путевую и поперечную статическую устойчивость), компоновочная схема которого представлена на рисунке 1, на больших углах атаки (в диапазоне 26 – 34 градусов), за счет дифференциального отклонения секций носков крыла.

В соответствии с реализованной программой управления, на исследуемом самолете при углах атаки соответствующих рассматриваемому диапазону носки крыла отклонены как одно целое на угол -27 градусов [3] (конфигурация А). В работе рассматриваться дифференциальная конфигурация, при которой угол отклонения корневых секций составляет -27 градусов, а концевых – 0 градусов (конфигурация Б).

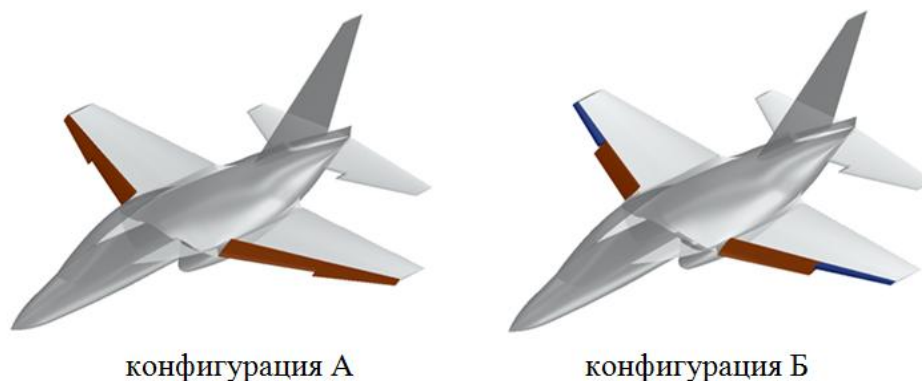


Рис. 1. Компоновочная схема исследуемого самолета

Для моделирования обтекания самолета на больших углах атаки в работе был выбран метод моделирования отсоединенных вихрей (*Detached Eddy Simulation, DES*), в рамках которого в *RANS* и *LES* областях используется одна базовая модель турбулентности, которая функционирует как *RANS* модель внутри пристеночного пограничного слоя и как ее подсеточная версия вдали от твердых стенок. Модель турбулентности *RANS*, на основе которой строится модель *DES*, преобразуется в подсеточную модель для *LES* заменой линейного масштаба турбулентности l_{RANS} на гибридный линейный масштаб: $l_{DES} = \min(l_{RANS}, C_{DES}\Delta)$, где C_{DES} – дополнительная константа модели, аналогичная константе Смагоринского, а $\Delta = \max(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z)$ – максимальный из трех шагов сетки.

В результате, в областях потока, в которых используемая сетка является слишком грубой, то есть где $C_{DES}\Delta > l_{RANS}$, *DES* функционирует как *RANS*, а в областях с достаточно мелкой сеткой, то есть при $C_{DES}\Delta < l_{RANS}$ – как подсеточная модель метода моделирования крупных вихрей (*LES*). 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 [4].

На рисунке 2 представлены, построенные по результатам расчетов *RANS* и *DES* методами, зависимости m_x^β и m_y^β исследуемого самолета от угла атаки в сравнении с экспериментом [5,6]. Видно, что на больших углах атаки *DES* обеспечивает более точные результаты.

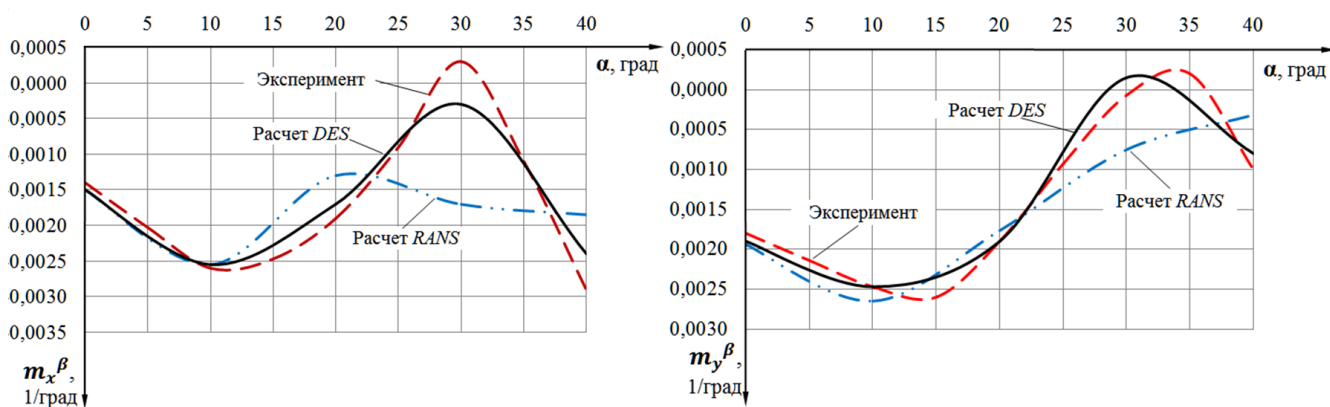


Рис. 2. Боковые характеристики исследуемого самолета, рассчитанные *RANS* и *DES*-методами, в сравнении с экспериментом

На рисунке 3 в виде диапозона показаны полученные в расчетах зависимости значений углов скольжения самолета при которых он сохраняет поперечную и путевую статическую устойчивость $\beta_{уст}$ от угла атаки и зависимости частных производных коэффициентов боковых моментов по углу скольжения от угла атаки (при $\beta \leq 6^\circ$).

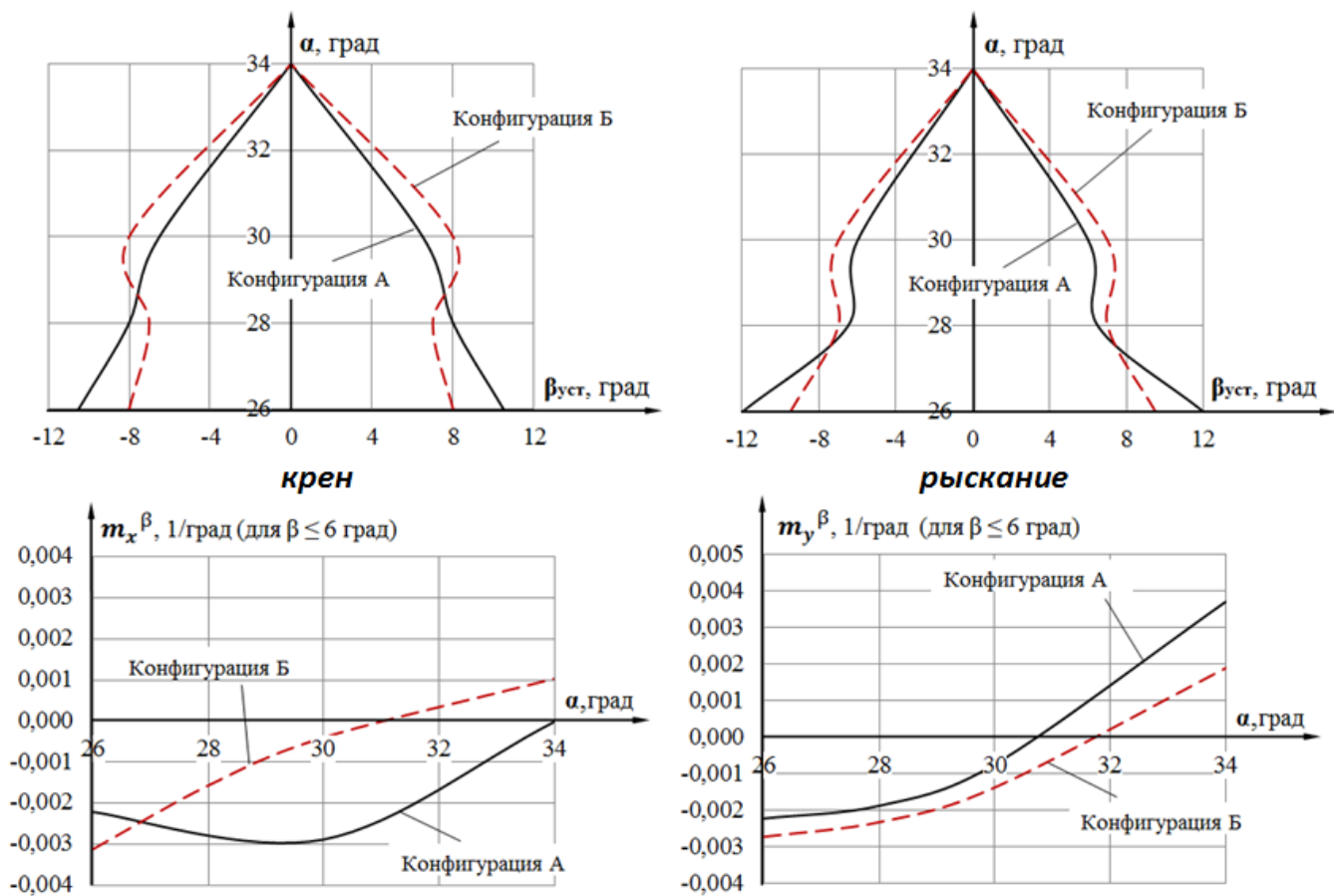


Рис. 3. Зависимость углов скольжения самолета в различных конфигурациях отклонения секций носков крыла при которых он сохраняет путевую и поперечную статическую устойчивость и степени путевой и поперечной статической устойчивости от угла атаки

Анализ рисунка показывает, что при $\alpha > 28^\circ$ отклонение носков крыла в конфигурацию Б позволяет увеличить угол скольжения самолета при котором он сохраняет поперечную и путевую статическую устойчивость, также наблюдается увеличение значения частной производной m_y^β самолета, при уменьшении m_x^β . Значение угла атаки, при котором степень поперечной статической устойчивости самолета по

углу скольжения остается отрицательной уменьшается на 3 градуса, а путевой – увеличивается на 1 градус.

С целью наиболее полного понимания механизма влияния дифференциального отклонения секций носков крыла на поперечную и путевую статическую устойчивость самолета по углу скольжения выделим составляющие коэффициентов боковых моментов его вертикального оперения и консолей крыла.

Отклонение носков крыла самолета в конфигурацию Б за счет фиксации отрыва по передней кромке концевых секций носков при скольжении позволяет стабилизировать положение корневых вихрей (оттянуть наветренный корневой вихрь от вертикального оперения), и тем самым увеличить значения частных производных $m_{x\text{ во}}^\beta$ и $m_{y\text{ во}}^\beta$ при малых β для всех значений углов атаки рассматриваемого диапазона, что видно из рисунков 4 и 5. Представленные на рисунке 5 мгновенные поля давлений в сечении самолета в районе вертикального оперения, соответствуют осредненным значениям коэффициентов боковых моментов.

Однако при $\alpha = 26^\circ$ угол β самолета в конфигурации Б, при котором частные производные $m_{x\text{ во}}^\beta$ и $m_{y\text{ во}}^\beta$ сохраняют знак, уменьшается до 10 градусов, поскольку при бóльших значениях углов скольжения его вертикальное оперение попадает в зону вихревого следа, образующегося в результате взаимодействия наветренного корневого вихря с потоком, сорвавшимся с передней кромки концевой секции скользящей консоли крыла, что видно из рисунка 5.

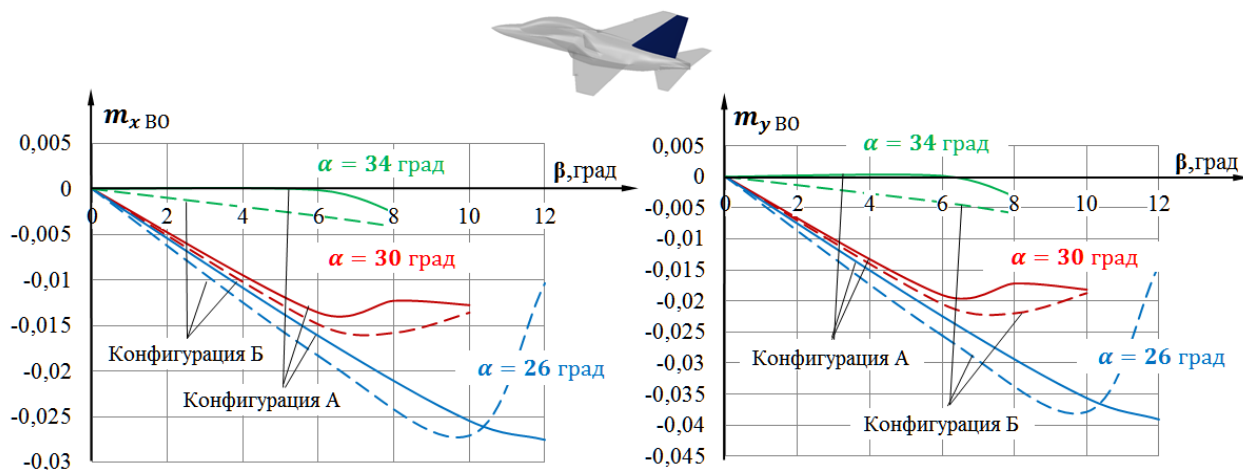


Рис. 4. Зависимости коэффициентов боковых моментов вертикального оперения, самолета в различных конфигурациях отклонения секций носков крыла от угла скольжения

При $\alpha = 30^\circ$ частные производные $m_{x\text{BO}}^\beta$ и $m_{y\text{BO}}^\beta$ самолета в конфигурации Б сохраняют знак до углов β равных 7 и 7,5 градусам соответственно, т.е. бóльших значений, чем в конфигурации А, по причине более стабильного положения наветренного корневого вихря, что благоприятно сказывается на путевой и поперечной статической устойчивости самолета по углу скольжения.

На рисунках 6 и 7 представлены зависимости $m_{x\text{кр}}$ и $m_{x\text{конц.с.}}$ (концевых секций) консолей крыла самолета от угла скольжения при $\alpha = 30^\circ$, а также мгновенные поля давлений на поверхности и в сечении крыла самолета. У самолета в конфигурации А эффект скольжения концевых секций консолей крыла обеспечивает $m_{x\text{кр}} < 0$. В тоже время, у самолета в конфигурации Б фиксация отрыва по передней кромке концевой секции скользящей консоли крыла приводит к появлению дестаби-

лизирующего момента крена, обусловленного повышением давления на ее верхней поверхности за счет фиксации отрыва потока по передней кромке. В целом, с учетом асимметричного положения корневых вихрей при данном значении угла атаки отклонение носков крыла самолета в конфигурацию Б приводит к появлению $m_{x\text{кр}} > 0$ и уменьшению частной производной m_x^β .

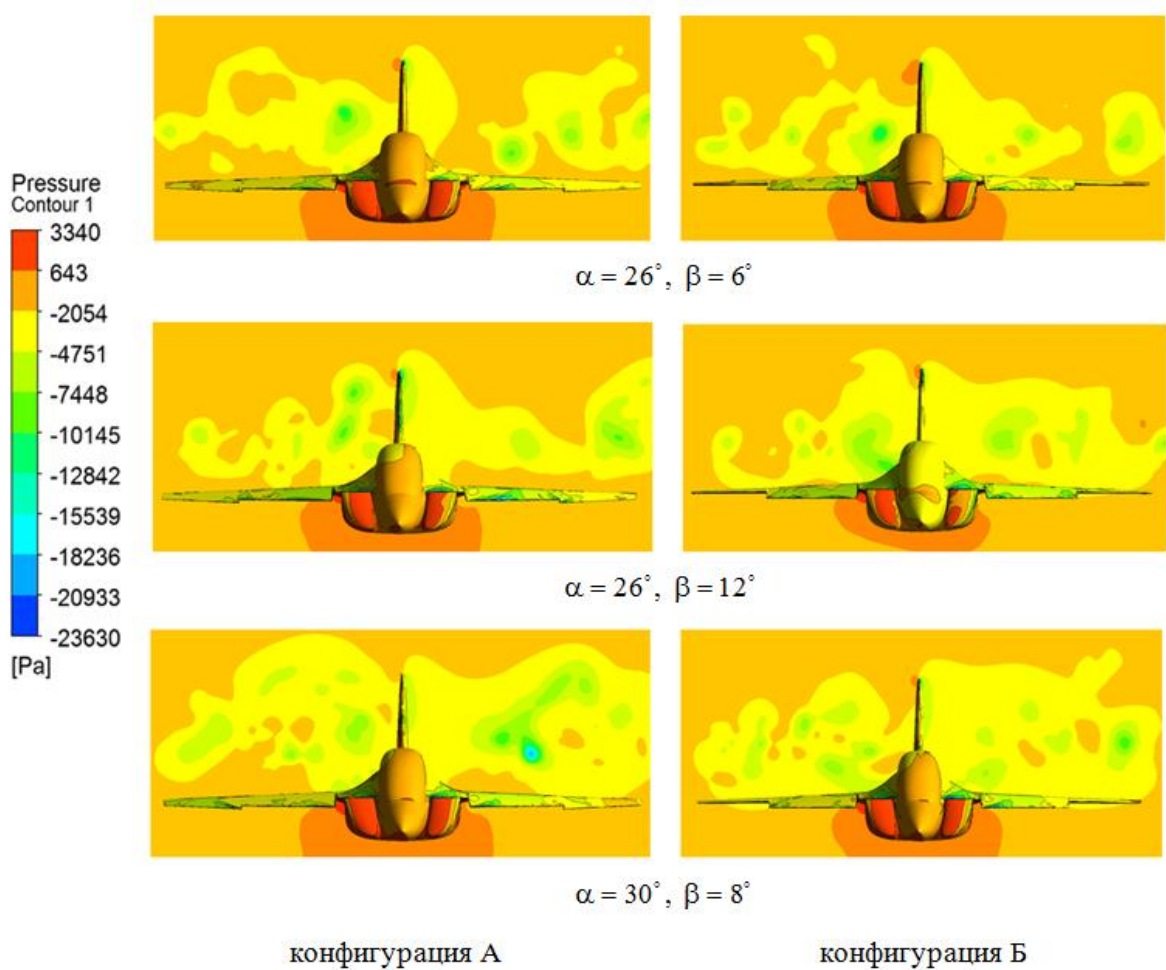


Рис. 5. Мгновенные поля давления в районе вертикального оперения самолета в различных конфигурациях отклонения секций носков ($\beta > 0$)

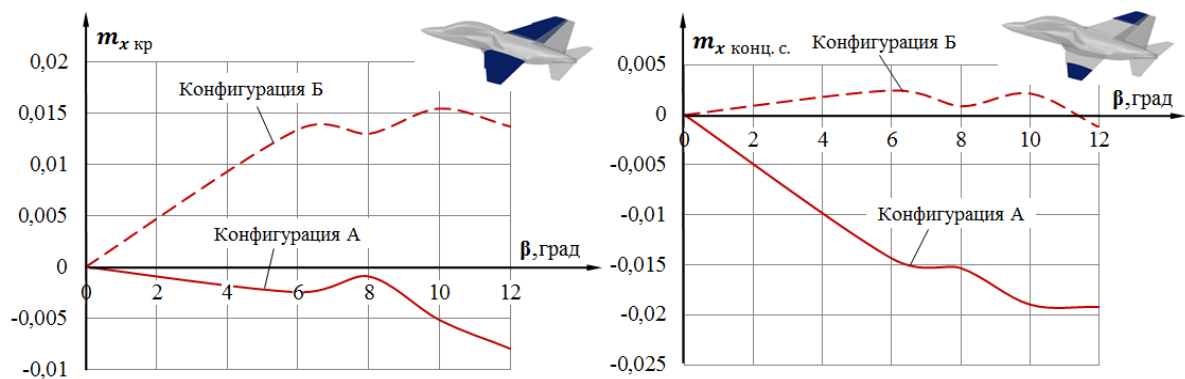


Рис. 6. Зависимости коэффициентов боковых моментов консолей и концевых секций консолей крыла самолета в различных конфигурациях отклонения секций носков от угла скольжения для угла атаки 30 градусов

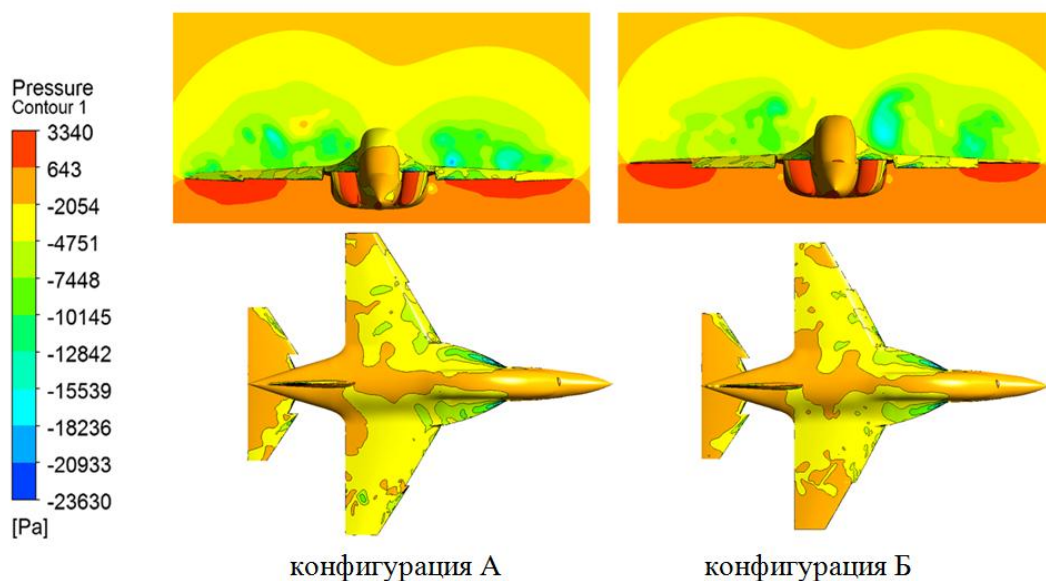


Рис. 7. Мгновенные поля давления в сечении крыла и на поверхности самолета в различных конфигурациях отклонения секций носков $\alpha = 30^\circ$, $\beta = 6^\circ$ ($\beta > 0$)

Таким образом, для исследуемого самолета целесообразно использование конфигурации Б на углах атаки 28 – 34 градусов. Это позволяет увеличить степень

путевой (флюгерной) статической устойчивости самолета по углу скольжения (m_y^β) и значение углов скольжения, при которых он сохраняет поперечную статическую устойчивость. При этом, отклонение носков крыла самолета в конфигурацию Б в рассматриваемом диапазоне углов атаки приводит к уменьшению степени поперечной статической устойчивости самолета по углу скольжения (m_x^β).

Библиографический список

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений – М.: Физматлит, 2008. – 370 с.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука. Физматлит, 1998. – 816 с.
3. Самолет Як-130УБС. Аэродинамика и летные характеристики / Под ред. В.А. Подобедова и К.Ф. Поповича. – М.: Машиностроение, 2015. – 348 с.
4. Spalart P.R. Detached-Eddy Simulation // Annual Review of Fluid Mechanics. 2009. Vol. 41. No. 1. P. 181-202.
5. Головнев А.В., Котов И.А, Тарасов А.Л. Численное моделирование аэродинамической асимметрии и способ обеспечения боковой устойчивости маневренного самолета // Труды МАИ, 2015, № 82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58621>
6. Головнев А.В., Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик модели маневренного самолета с механизированной передней кромкой крыла с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT* // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 42-49.