

УДК 533.68 + 533.694.2

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА С МЕХАНИЗИРОВАННОЙ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКОЙ КРЫЛА С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS FLUENT*

А.В. ГОЛОВНЕВ, А.Л. ТАРАСОВ

Проведены расчеты аэродинамических характеристик модели самолета, имеющего механизированную переднюю кромку крыла, с последующим сопоставлением полученных результатов с экспериментальными данными. Показано, что использование вычислительных методов для определения аэродинамических характеристик позволяет дополнить результаты экспериментального моделирования в аэродинамических трубах.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, маневренный самолет, ANSYS FLUENT.

Введение

Исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов, традиционно сложившиеся в аэродинамике, основываются на теоретических и экспериментальных методах. Основным инструментом экспериментальных исследований служат различного рода аэродинамические трубы, а также натурные испытания объектов. С их помощью сейчас выполняется основной объем исследований. Однако по мере усложнения техники, все яснее проявляются тенденции роста стоимости таких исследований, а также недостаточность получаемой информации из-за своих принципиальных ограничений.

Теоретическая аэродинамика предлагает для использования в численных расчетах нескольких типов уравнений. Различие между ними определяется принятыми ограничениями и соответственно большим или меньшим соответствием реальному состоянию обтекающего объект потока. Наиболее полную информацию о движении газа и наиболее точные результаты могут дать численные методы, основанные на решении уравнений Навье-Стокса, описывающих обтекание летательного аппарата вязким воздухом. При этом для определения аэродинамических характеристик летательного аппарата не выделяются отдельные части, а весь он рассматривается как единое целое, т.е. как объект достаточно сложной формы. Эти методы наиболее приемлемы для вида компоновок – «интегральная схема», так как для них выделить отдельные части сложно. В расчетах определяются распределения давления, плотности, температуры, а также скоростей на поверхности исследуемого объекта и в выделенной области пространства [1]. При использовании данных методов возникают трудности, связанные с построением расчетных сеток, разработкой эффективных конечно-разностных схем решения систем линейных дифференциальных уравнений в частных производных, выбором модели турбулентности и др.

В настоящее время в практике научных и прикладных исследований все чаще используются пакеты прикладных программ. Однако их практическое использование связано с целым рядом проблем, которые исследователь вынужден так или иначе решать. К ним можно отнести выбор расчетной области и построение соответствующей расчетной сетки, назначение адекватных краевых условий, использование подходящей модели турбулентности и т.д. [2]. Иначе говоря, применение пакета требует его тщательного тестирования в решаемом классе задач.

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

В работе оцениваются возможности вычислительного эксперимента по исследованию аэродинамики маневренного самолета с отклоняемыми носками крыла в широком диапазоне углов атаки, основанного на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*) с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT* (лицензия ВУНЦ ВВС «ВВА» № 1022486). Результаты моделирования оценивались сравнением с данными эксперимента [3].

Постановка задачи

Компоновочная схема исследуемого самолета приведена на рис. 1. Самолет выполнен по интегральной схеме и содержит фюзеляж, среднерасположенное стреловидное крыло с передним корневым наплывом оживальной формы и отклоняемыми носками, горизонтальное и однокилевое вертикальное оперение. Крыло самолета, имеющее геометрическую и аэродинамическую крутку, трапецевидной формы в плане со стреловидностью по передней кромке 31° имеет «зуб». На передней кромке по всему размаху крыла установлены отклоняемые носки. Носки отклоняются как одно целое на углы -20° и -27° . Горизонтальное оперение расположено в плоскости хорд крыла.

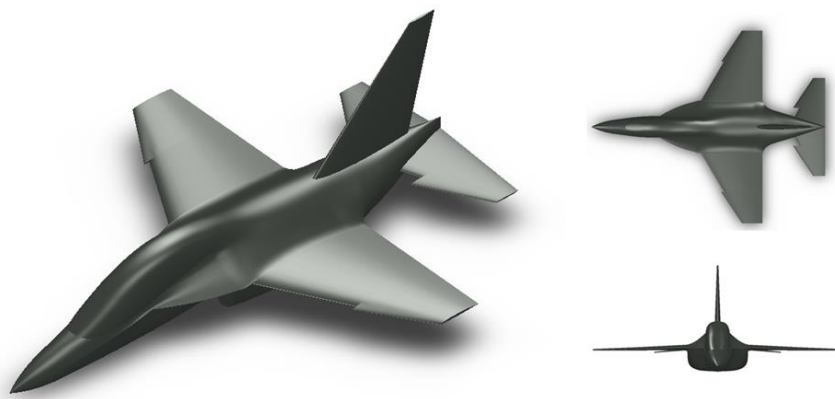


Рис. 1. Компоновочная схема исследуемого самолета

Задача обтекания самолета относится к задачам внешней аэродинамики, решение которой надо искать в безграничном объеме. В методах *CFD* задачи внешней аэродинамики представляются как внутренние. При этом обтекаемое в неограниченном пространстве тело заключается внутрь расчетной области (*CFD*-объема) весьма больших, но конечных размеров.

Расчетная область в сечении, расчетная сетка, в которой решается задача обтекания модели самолета, и граничные условия в терминологии программного комплекса *ANSYS FLUENT* представлены на рис. 2. Геометрические размеры самолета приняты равными размерам физической модели, используемой при продувках в аэродинамических трубах.

Модуль программы *FLUENT*, выполняющий вычисления, базируется на методе конечного объема. При таком подходе для достижения требуемой точности и сходимости решения важным является построение рациональной расчетной сетки. Построенная в сеточном редакторе *ANSYS MESHING* структурированная расчетная сетка представлена на рис. 2. Сетка на поверхности модели самолета показана на рис. 3а. Для обеспечения заданного значения относительного расстояния до стенки в пристеночных областях пограничный слой разрешен призматическими элементами. При этом значение параметра y^+ на поверхности самолета (рис. 3б) было обеспечено меньше 1,5. Отношение характерных размеров соседних контрольных объемов не превышает 1,2.

При использовании методик, основанных на численном решении уравнений Навье-Стокса, качество получаемого результата во многом зависит от выбора модели турбулентности. В

данной работе была использована модель ламинарно-турбулентного перехода, разработанная Лантри и Ментером – *SST Transition* [4].

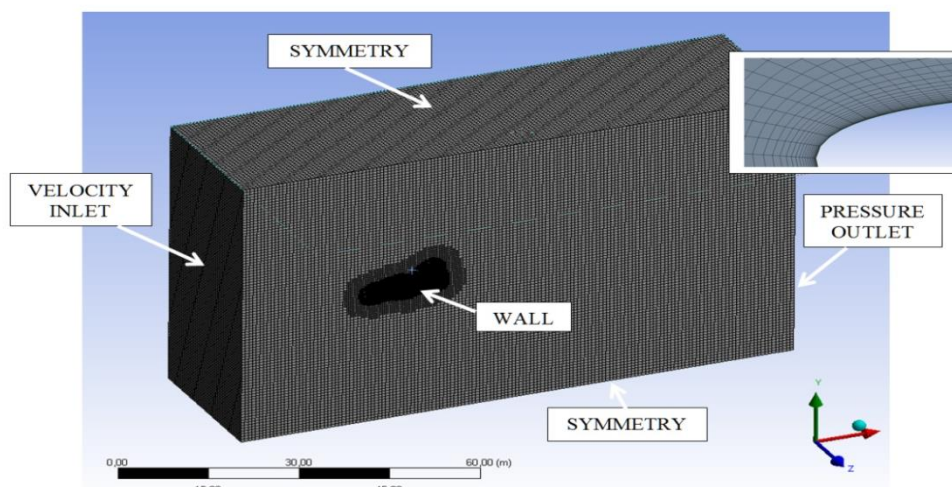


Рис. 2. Расчетная область в сечении, расчетная сетка и граничные условия в терминологии программного комплекса *ANSYS FLUENT* для решения задачи обтекания модели самолета

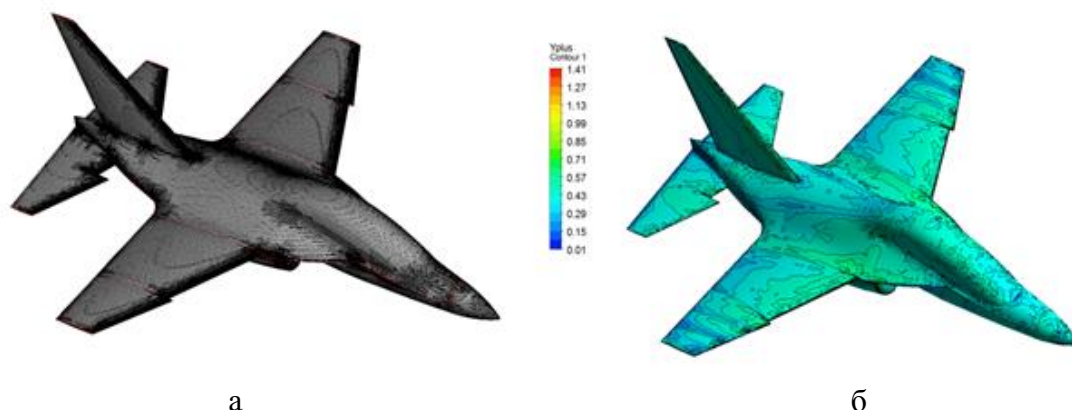


Рис. 3. Модель самолета: а – поверхностная сетка; б – распределение параметра y^+

Результаты расчета аэродинамических характеристик самолета и их сравнение с экспериментом

На рис. 4 представлены полученные в расчетах зависимости коэффициентов подъемной силы (C_{ya}), момента тангажа (m_z) и лобового сопротивления (C_{xa}) модели самолета от угла атаки α для числа Маха 0,2 в сравнении с экспериментом [3]. Относительное рассогласование полученных результатов с данными продувок во всем исследованном диапазоне не превышает 4%, 6% и 16% для C_{ya} , C_{xa} и m_z соответственно.

Как показали расчеты, на углах атаки самолета $10-15^\circ$ и $30-35^\circ$ происходит «выползаживание» моментной характеристики. Причиной данного явления на углах атаки $10-15^\circ$ является концевой срыв потока на крыле. На рис. 5 представлены изоповерхности завихренности на углах атаки самолета 10° (концевой срыв потока на крыле) и 20° (срыв по всему размаху консоли).

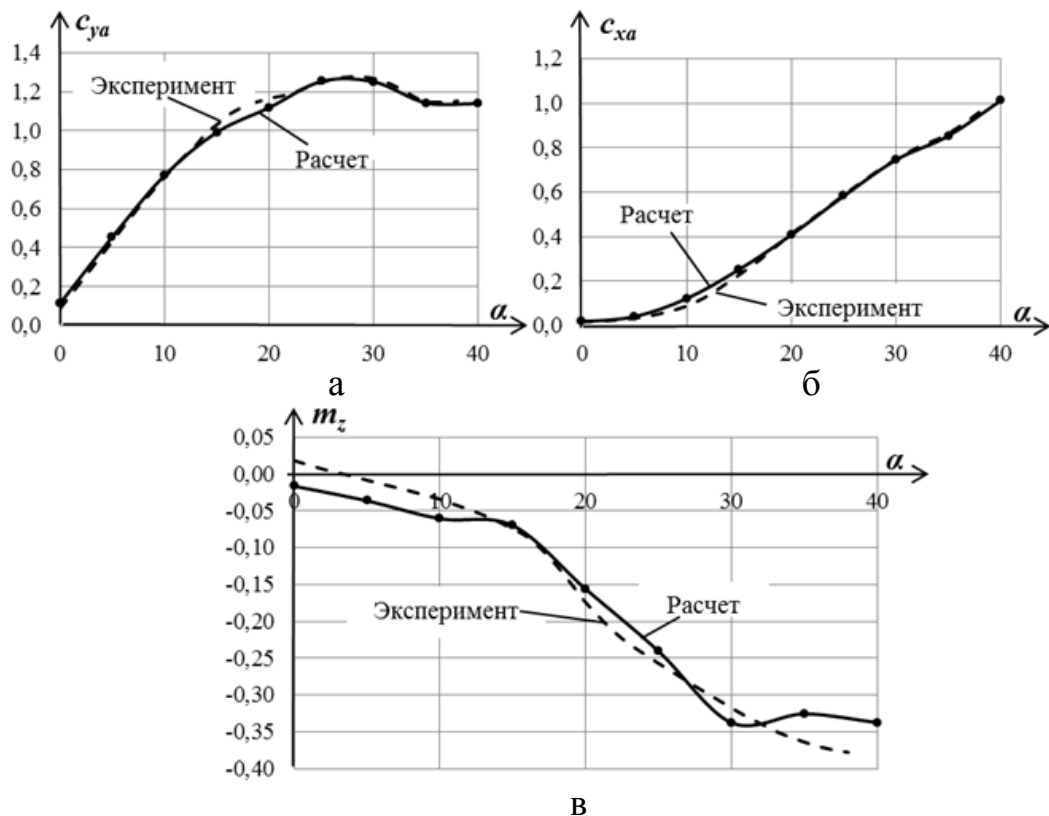


Рис. 4. Зависимости коэффициентов: а – подъемной силы; б – лобового сопротивления; в – момента тангажа модели самолета от угла атаки для числа Маха 0,2 в сравнении с экспериментальными данными

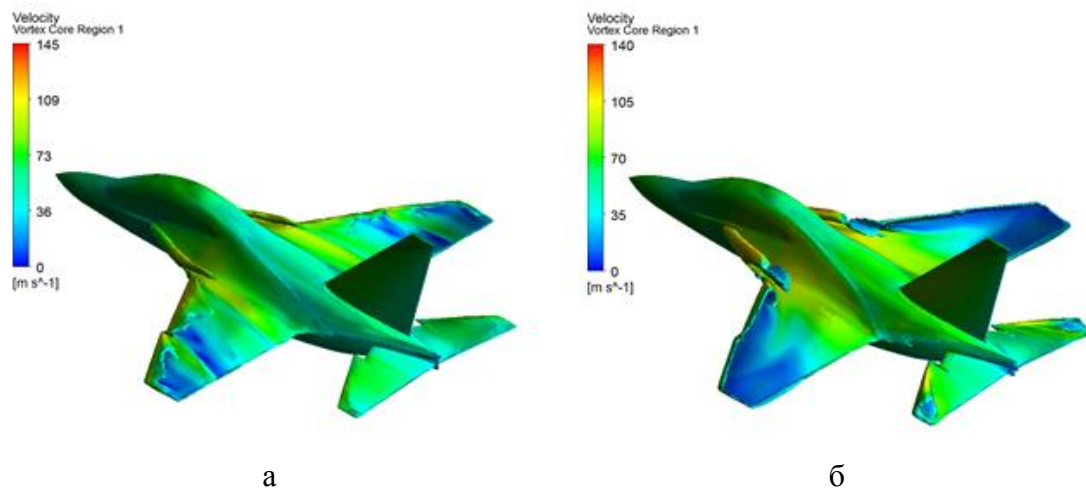


Рис. 5. Мгновенные разрешенные изоповерхности завихренности (750 1/с) на углах атаки самолета: а – 10° ; б – 20°

Причинами возникновения «ложки» в моментной характеристике на больших углах атаки самолета ($30\text{--}35^\circ$) могут быть [5]:

1. Влияние концевых вихрей, сходящих с наплыва, на обтекание горизонтального оперения. Поскольку в компоновке исследуемой модели самолета оно лежит в плоскости хорд крыла, то максимальное значение скосов на больших углах атаки располагается над ним. На рис. 6 представлены разрешенные поля турбулентной кинетической энергии в районе горизонтального оперения на углах атаки самолета 30° и 35° .

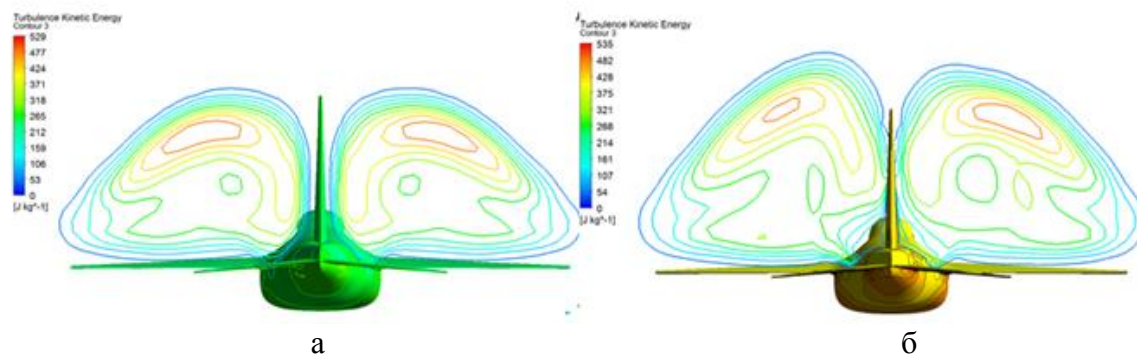


Рис. 6. Мгновенные разрешенные поля турбулентной кинетической энергии в районе горизонтального оперения на углах атаки самолета: а – 30° ; б – 35°

2. Затенение горизонтального оперения крылом и фюзеляжем. При этом его эффективность уменьшается за счет торможения потока и снижения скоростного напора. На рис. 6 видно, что зоны максимального торможения на больших углах атаки располагаются также выше консолей горизонтального оперения. Следовательно, смещение фокуса вперед при углах атаки самолета больше 30° не является следствием затенения горизонтального оперения.

3. Подсасывающее действие корневых вихрей на наплыв. Фокус смещается вперед, так как наплыв расположен впереди центра масс. При этом с увеличением угла атаки, с одной стороны, увеличивается интенсивность вихрей, а с другой, – они удаляются от поверхности наплыва и их подсасывающее действие уменьшается (рис. 7). Этим, собственно, и объясняется наличие «ложки» на моментной характеристике исследуемого самолета.

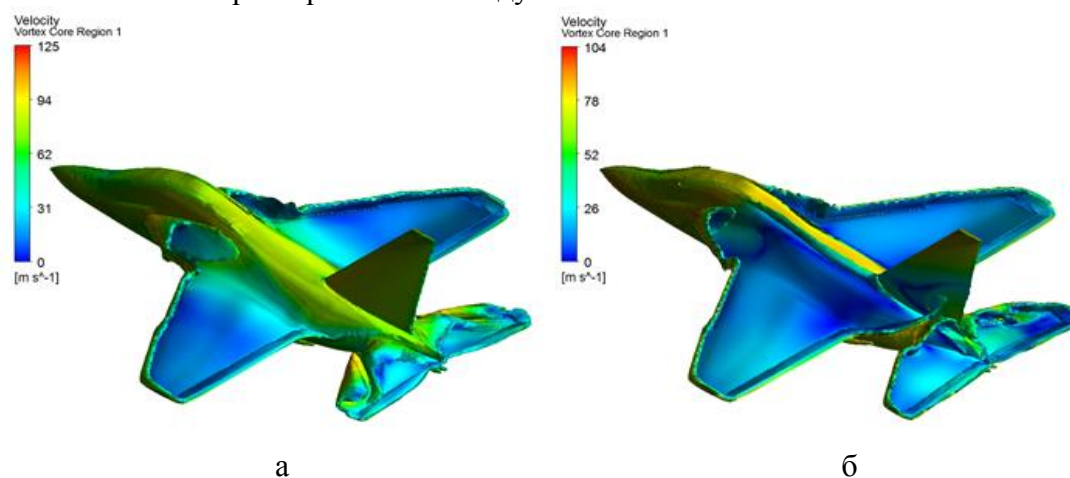


Рис. 7. Мгновенные разрешенные изоповерхности завихренности (370 1/с) на углах атаки самолета: а – 30° ; б – 35°

Использование отклоняемых носков крыла

В настоящее время на летательных аппаратах механизация крыла применяется не только на этапах взлета и посадки, но и с целью улучшения характеристик на больших углах атаки. Основным способом достижения этого улучшения является обеспечение плавного безотрывного обтекания передней кромки крыла за счет применения отклоняемых носков.

В работе были получены зависимости коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления и момента тангажа модели самолета от угла атаки при числе Маха 0,2 для углов отклонения носков 0° , -20° и -27° (рис. 8).

Результаты расчетов показывают, что отклонение носков крыла приводит к благоприятному комплексному улучшению аэродинамических характеристик исследуемого

самолета. Отклонение носков крыла позволяет увеличить критический угол атаки и максимальный коэффициент подъемной силы, уменьшить индуктивное сопротивление, улучшить моментные характеристики самолета.

Отклонение носков крыла приводит к уменьшению момента тангажа на кабрирование на углах атаки самолета $10-15^\circ$ за счет обеспечения безотрывного обтекания консольной части крыла (рис. 9), а на углах атаки $30-35^\circ$ – корневой части базового крыла (рис. 10).

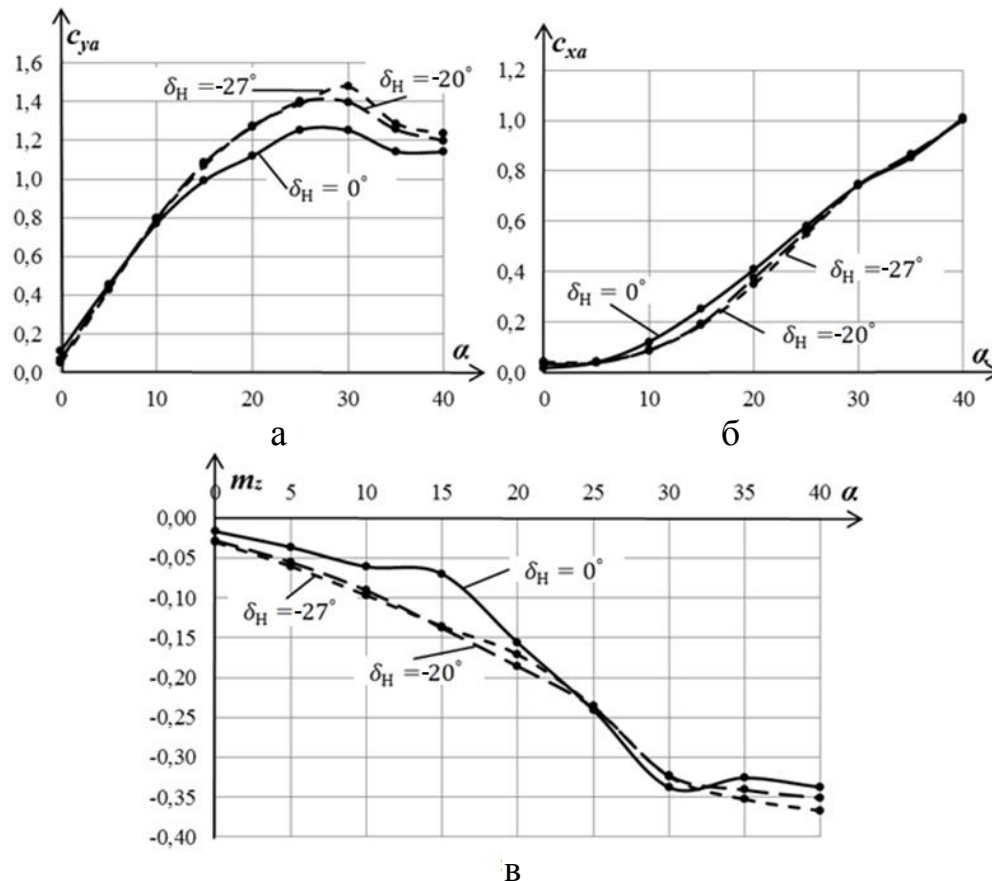


Рис. 8. Зависимости коэффициентов: а – подъемной силы; б – лобового сопротивления; в – момента тангажа модели самолета от угла атаки для числа Маха 0,2 для углов отклонения носков 0° , -20° и -27°

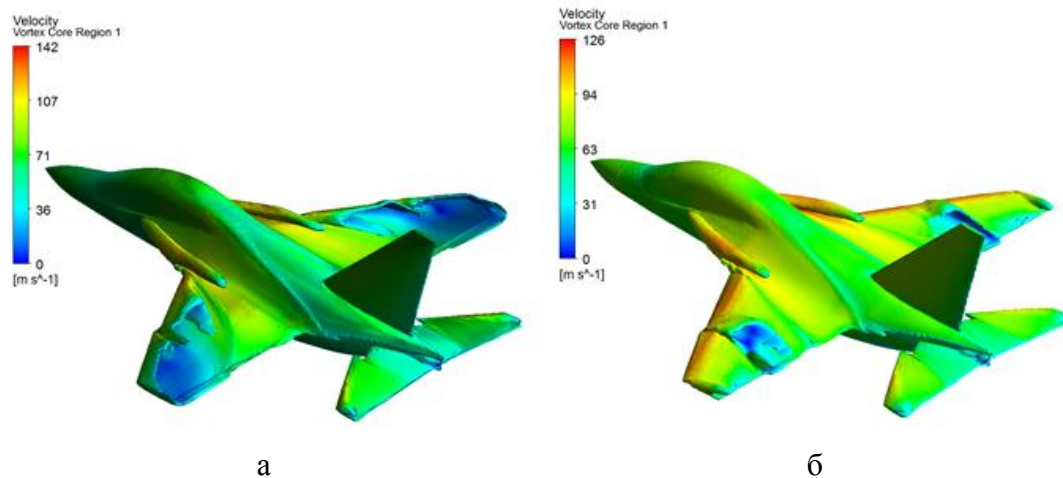


Рис. 9. Мгновенные разрешенные изоповерхности завихренности (800 1/с) на угла атаки самолета 15° для отклонений носков: а – 0° ; б – -20°

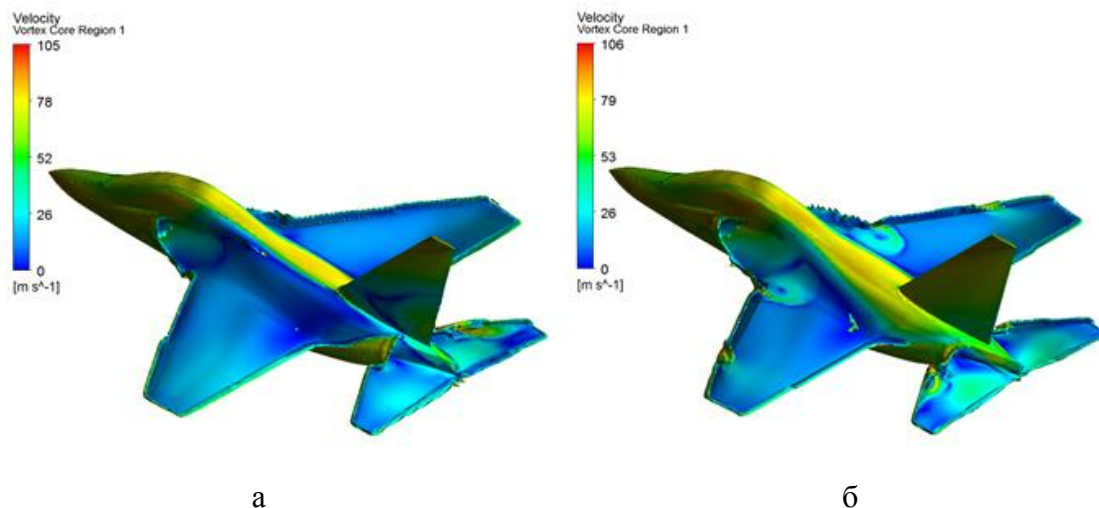


Рис. 10. Мгновенные разрешенные изоповерхности завихренности (690 1/c) на угле атаки самолета 35° для отклонений носков: а – 0° ; б – -27°

Заключение

Таким образом, в работе с использованием вычислительного эксперимента проведены расчеты по определению аэродинамических характеристик модели самолета с последующим сопоставлением полученных результатов с экспериментальными данными. Полученные результаты удовлетворительно согласуются с результатами продувок в аэродинамических трубах. Получены аэродинамические характеристики модели самолета при различных углах отклонения носков крыла. Визуализируя линии тока, поля скоростей и давлений на поверхности исследуемого объекта и в выделенной области пространства, был проведен анализ особенностей его обтекания.

Как показывают полученные результаты, использование программного комплекса *ANSYS FLUENT* позволяет дополнить результаты экспериментального моделирования в аэродинамических трубах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чернов Л.Г., Милованов А.Г. *Основы методологии аэродинамического проектирования маневренного многорежимного самолета истребителя*. М.: МАИ-ПРИНТ, 2008. 236 с.
2. Молодчиков В.М. Исследование применимости пакета FLUENT к моделированию дозвуковых отрывных течений // *Теплофизика и аэромеханика*. 2009. № 3. С. 387-394.
3. Акимов А.Н., Воробьев В.В., Демченко О.Ф. [и др.]. *Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов* / под ред. Н.Н. Долженкова, В.А. Подобедова. М.: Машиностроение – Полет, 2005. 368 с.
4. Langtry R.B., Menter F.R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics // *AIAA Paper*, 2005. № 2005-522. 14 p.
5. Ништ М.И. *Особенности аэродинамики маневренных самолетов*. М.: ВВИА, 1988. 70 с.

RESEARCH OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE MODEL OF MANEUVERABLE AIRCRAFT WITH MECHANIZED LEADING EDGE USING SOFTWARE ANSYS FLUENT

Golovnev A.V., Tarasov A.L.

The calculations of the aerodynamic characteristics of the aircraft model having mechanized leading edge are conducted, and then comparing the results with experimental data. It is shown that the use of computational methods for the determination of the aerodynamic characteristics allows to deepen the results of experimental modeling in air tunnels.

Keywords: aerodynamic characteristics, maneuverable aircraft, ANSYS FLUENT.

REFERENCES

1. **Chernov L.G., Milovanov A.G.** *Osnovy metodologii aerodinamicheskogo proektirovaniya manevrennogo mnogorezhimnogo samoleta istrebitelya*. M.: MAI-PRINT. 2008. 236 p. (In Russian).
2. **Molodchikov V.M.** *Issledovanie primenimosti paketa FLUENT k modelirovaniyu dozvukovykh otryvnykh techenij. Teplofizika i aeromekhanika*. 2009. № 3. Pp. 387-394. (In Russian).
3. **Akimov A.N., Vorob'ev V.V., Demchenko O.F., Dolzhenkov N.N., Matveev A.I., Podobedov V.A.** *Osobennosti proektirovaniya legkikh boevykh i uchebno-trenirovochnykh samoletov*. Pod red. N.N. Dolzhenkova, V.A. Podobedova. M.: Mashinostroyeniye - Polet. 2005. 368 p. (In Russian).
4. **Langtry R.B., Menter F.R.** Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics. *AIAA Paper*. 2005. № 2005-522. 14 p.
5. **Nisht M.I.** *Osobennosti aerodinamiki manevrennykh samoletov*. M.: VVIA. 1988. 70 p. (In Russian).

Сведения об авторах

Головнев Александр Викторович, 1970 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1992), доцент, кандидат технических наук, начальник кафедры аэродинамики и безопасности полета ВУНЦ ВВС ВВА (г. Воронеж), автор более 20 научных работ, область научных интересов – аэродинамика самолета на дозвуковых скоростях в широком диапазоне углов атаки.

Тарасов Андрей Леонидович, 1984 г.р., окончил ВУНЦ ВВС ВВА (2011), адъюнкт кафедры аэродинамики и безопасности полета ВУНЦ ВВС ВВА (г. Воронеж), автор 8 научных работ, область научных интересов – аэродинамика самолета на больших углах атаки и вблизи поверхности земли.