

УДК 629.735.33

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ КРЫЛА ВБЛИЗИ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS FLUENT

А.Л. ТАРАСОВ

Представлены результаты расчетов аэродинамических характеристик профиля крыла вблизи поверхности земли при использовании различных способов моделирования экрана с последующим сопоставлением полученных результатов с экспериментом. Показаны особенности используемой расчетной сетки. Получены основные аэродинамические характеристики профиля крыла, координатные диаграммы распределения коэффициента давления по хорде профиля и поверхности земли при различных значениях относительных высот над поверхностью экрана.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, экранный эффект, профиль крыла, ANSYS FLUENT.

Во время взлета и посадки летательный аппарат в течение некоторого промежутка времени находится вблизи поверхности земли. Близость земли создает экран, влияющий на обтекание его внешней поверхности, и, как следствие, оказывает влияние на аэродинамические характеристики.

Возможностей аэродинамических труб недостаточно, чтобы с заданной точностью описать эффект влияния близости земли с учетом движущегося экрана. Переход от трубных чисел Рейнольдса к натурным, неподвижность плоскости экрана при эксперименте, малый размер моделей и другие факторы, которые невозможно реализовать при стендовых испытаниях, приводят к недопустимым погрешностям.

В настоящее время в практике научных и прикладных исследований все чаще используются пакеты прикладных программ. Однако их применение связано с целым рядом проблем, которые исследователь вынужден так или иначе решать. К ним можно отнести выбор размеров расчетной области и построение соответствующей расчетной сетки, назначение адекватных краевых условий, использование подходящей модели турбулентности и т.д. [1].

В работе оцениваются возможности вычислительного эксперимента по моделированию экранного эффекта, основанного на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (Reynolds Averaged Navier-Stokes) с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT (лицензия ВУНЦ ВВС «ВВА» № 1022486). Объектом исследования выбран симметричный профиль NACA0012. Результаты моделирования оценивались сравнением с данными экспериментов, проведенных в аэродинамических трубах Саутгемптонского университета (Великобритания) [2].

Расчетная область с построенной расчетной сеткой, в которой решалась задача моделирования обтекания профиля крыла, и граничные условия в терминологии программного комплекса ANSYS FLUENT представлены на рис. 1. Задача рассматривалась в двумерной постановке. Геометрические размеры модели приняты равными размерам физической модели крыла, используемой при продувках в аэродинамической трубе. Размеры области, в которой размещается модель профиля крыла, выбраны относительно большими – на всех границах расчетной области, за исключением поверхности экрана, возмущения, вносимые в поток моделью профиля крыла, должны диссипировать.

На входной границе задаются величина и направление скорости потока 50 м/с, равной продувочной скорости в аэродинамической трубе и соответствующей числу Рейнольдса 6×10^6 . Граничное условие – Velocity inlet.

На верхней границе расчетной области задается условие симметрии (symmetry): $V_y = 0$, $\frac{\partial p}{\partial y} = 0$, на тыльной стороне – условие свободного выхода и равенства нулю избыточного давления (pressure outlet), на нижней поверхности – одно из условий моделирования экрана.

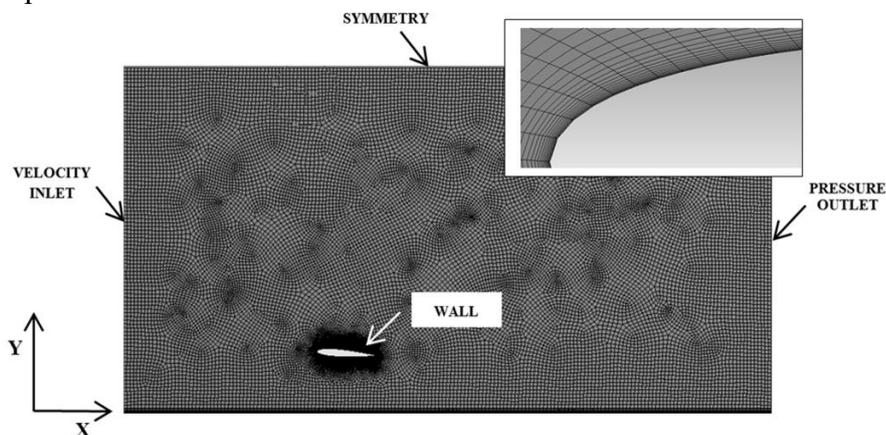


Рис. 1. Расчетная область, сетка и граничные условия в терминологии программного комплекса ANSYS FLUENT для решения задачи обтекания модели профиля крыла

Для достижения требуемой точности и сходимости решения важным является построение рациональной и качественной расчетной сетки. Структурированная сетка строилась в редакторе ANSYS MESHING с использованием стандартных инструментов *Sizing* и *Inflation*. Для обеспечения заданного значения относительного расстояния до стенки в пристеночных областях профиля крыла и поверхности экрана пограничный слой разрешен слоями призматических элементов. При этом значение параметра относительного расстояния до поверхности профиля и экрана (y^+) было обеспечено меньше 1. Для замыкания уравнений Рейнольдса применялась модель турбулентности SST Transition, включающая четыре дифференциальных уравнения: уравнение переноса для турбулентной кинетической энергии, уравнение переноса для удельной скорости диссипации турбулентной энергии, уравнение переноса для перемежаемости и уравнение переноса для числа Рейнольдса начала ламинарно-турбулентного перехода. Модель основана на гибридной модели переноса сдвиговых напряжений (Shear Stress Transport) Ментера. По сравнению с другими используемыми в настоящее время моделями пограничного слоя подход Ментера демонстрирует достаточно высокую эффективность при расчетах обтекания аэродинамических поверхностей [3; 4]. В численном моделировании можно обеспечить три метода моделирования экрана [5]. Метод зеркального отображения – задается условием симметрии (symmetry) на экране. Метод подвижного экрана – задается граничным условием подвижной стенки (moving wall). В этом типе граничного условия нормальная к стенке компонента скорости V_y обращается в нуль, а сама стенка движется со скоростью потока воздуха $V_x = 50$ м/с на входной границе. Метод неподвижного экрана – задается условием прилипания и непротекания на неподвижном экране (stationary wall) в виде $V_x = V_y = 0$. Недостатком данного способа является наведение «ложного» пограничного слоя неподвижным экраном [6]. В работе были реализованы все три метода моделирования экрана при различных значениях величин относительной высоты над поверхностью $\bar{h} = h/b$, где b – хорда профиля; h – расстояние от задней кромки профиля до экрана. На рис. 2, 3 представлены полученные в расчетах значения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления профиля для углов атаки профиля 4 и 8 градусов при различных методах моделирования экрана в сравнении с экспериментом.

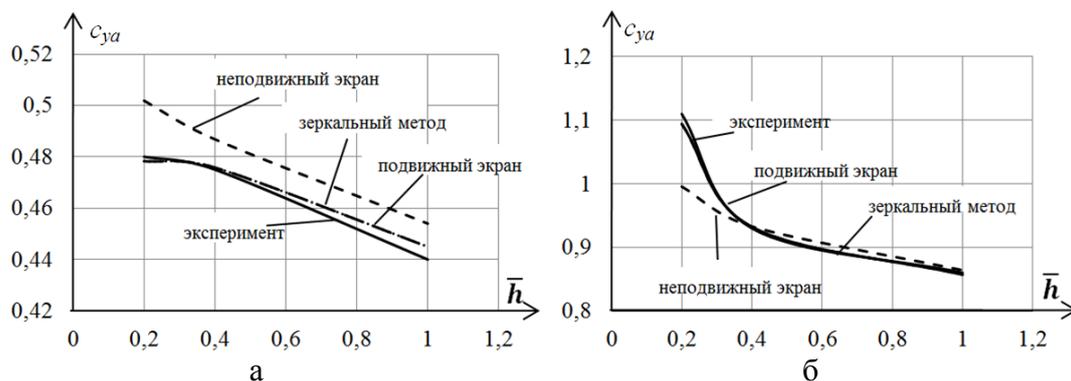


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля от относительной высоты над поверхностью экрана для углов атаки: а – 4 градуса; б – 8 градусов при различных методах моделирования экрана

Для угла атаки профиля 4 градуса метод неподвижного экрана дает завышенные значения коэффициента подъемной силы (рис. 4а). Для угла атаки профиля 8 градусов при относительном расстоянии до поверхности экрана меньше 0,4 наблюдается обратная картина (рис. 4б).

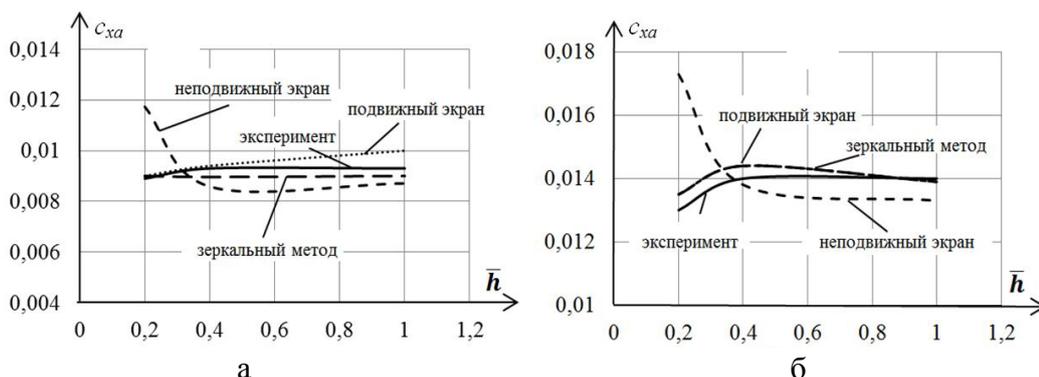


Рис. 3. Зависимость коэффициента лобового сопротивления профиля от относительной высоты над поверхностью экрана для углов атаки: а – 4 градуса; б – 8 градусов при различных методах моделирования экрана

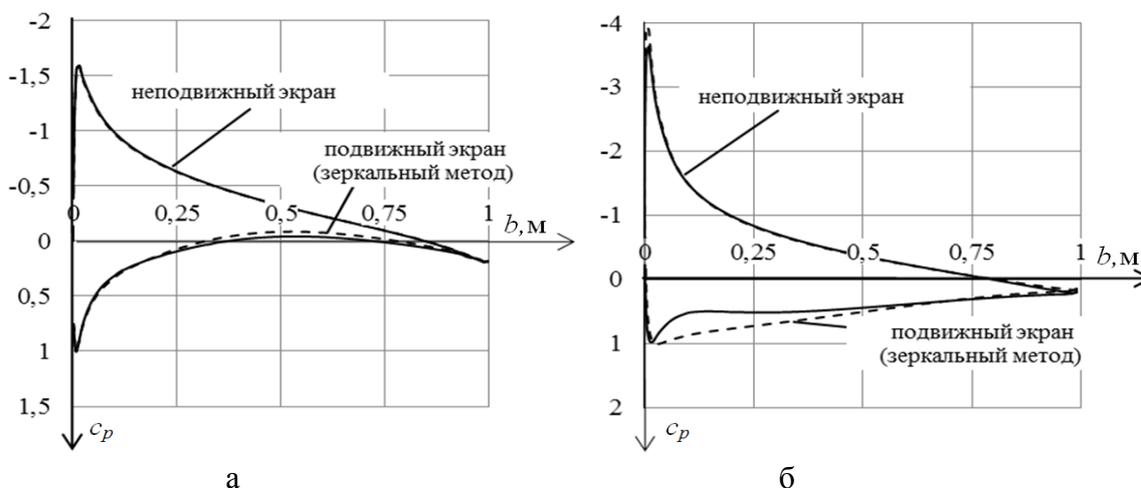


Рис. 4. Координатная диаграмма распределения коэффициента давления по хорде профиля при относительной высоте над поверхностью экрана 0,2 для углов атаки: а – 4 градуса; б – 8 градусов при различных методах моделирования экрана

Рассогласование рассчитанных значений коэффициента подъемной силы с данными эксперимента для рассмотренных значений относительной высоты от задней кромки профиля до поверхности экрана и углов атаки 4 и 8 градусов при моделировании подвижного экрана и зеркальном методе не превышает 2%, а для моделирования методом неподвижного экрана - 5%. Рассогласование рассчитанных значений коэффициента силы лобового сопротивления – 7% и 32% соответственно.

Используя метод моделирования подвижного экрана, в работе были получены аэродинамические характеристики профиля крыла для различных значений относительных высот над поверхностью экрана.

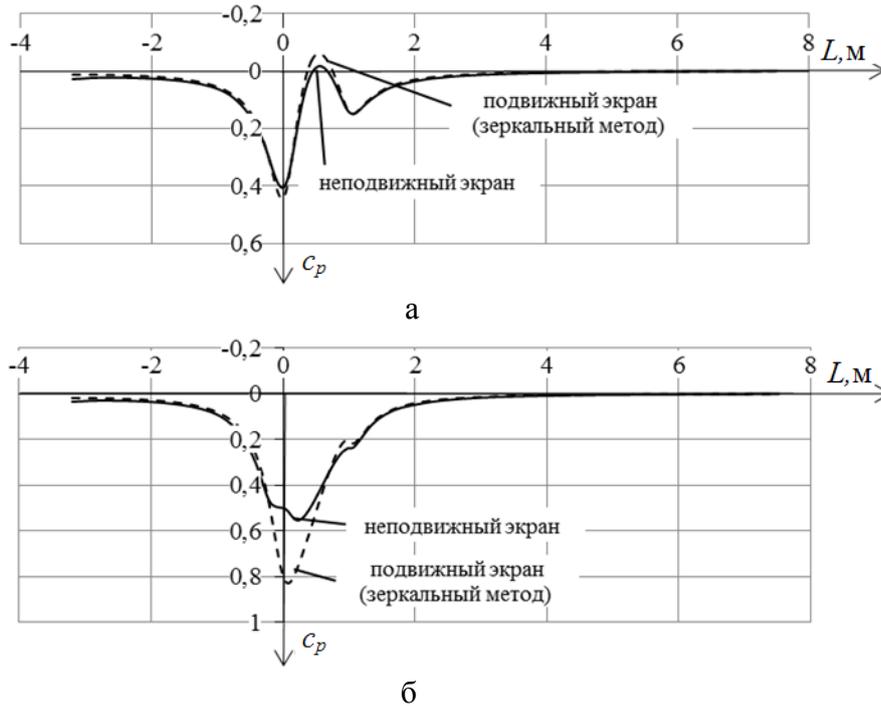


Рис. 5. Координатная диаграмма распределения коэффициента давления по поверхности экрана при относительной высоте над поверхностью экрана 0,2 для углов атаки: а – 4 градуса; б – 8 градусов для различных методов моделирования экрана

Приближение профиля к поверхности экрана приводит к увеличению значений коэффициентов подъемной силы и уменьшению индуктивного сопротивления профиля (рис. б). Это происходит вследствие дополнительного торможения потока между профилем и поверхностью экрана, что вызывает изменение давления особенно на его нижней поверхности, что хорошо видно из рис. 7. Дополнительное торможение потока приводит к перетеканию воздуха через переднюю кромку, меняя величину подсасывающей силы. Кроме того, поверхность экрана уменьшает скос потока за профилем и изменяет величину эффективного угла атаки его сечений. Также приближение к экрану вызывает уменьшение критического угла атаки вследствие роста разрежения и положительного градиента давления в районе носовой части верхней поверхности профиля, приводящего к более раннему развитию срыва потока.

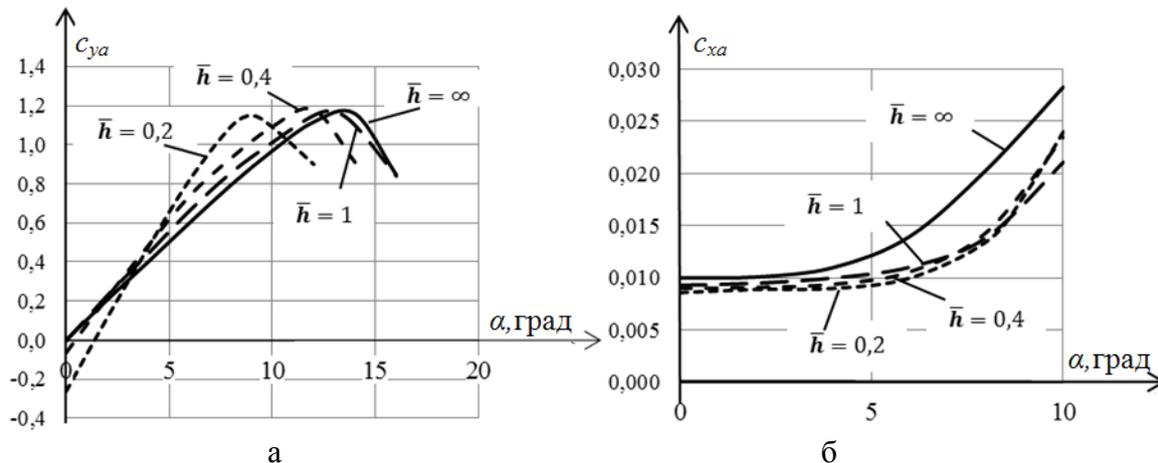


Рис. 6. Зависимость коэффициента: а – подъемной силы; б – лобового сопротивления от угла атаки для различных значений относительных высот над поверхностью экрана

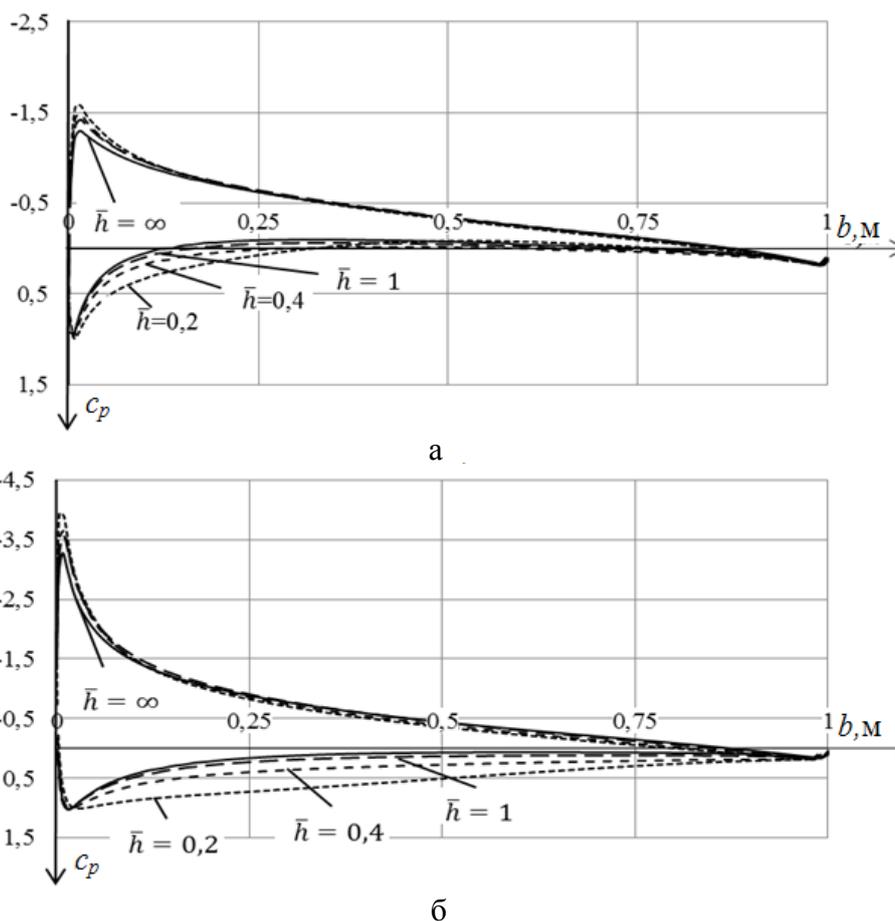


Рис. 7. Координатная диаграмма распределения коэффициента давления по хорде профиля при различных значениях относительных высот над поверхностью экрана для углов атаки: а – 4 градуса; б – 8 градусов

Таким образом, в работе проведена серия расчетов по определению аэродинамических характеристик профиля крыла для различных значений относительных высот над поверхностью экрана, рассмотрены различные способы моделирования экрана. Результаты расчетов с использованием зеркального метода и метода подвижного экрана удовлетворительно согласуются с данными эксперимента.

ЛИТЕРАТУРА

1. Молодчиков В.М. Исследование применимости пакета FLUENT к моделированию дозвуковых отрывных течений // *Теплофизика и аэромеханика*. 2009. № 3. С. 387-394.
2. Moore N. An investigation into wing in ground effect airfoil geometry // *University of Southampton*. 2002. 32 p.
3. Вождаев В.В. Численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода на профиле крыла, выполненное в программном комплексе ANSYS CFX // *САПР и графика*. 2011. № 2. С. 66-67.
4. Langtry R.B., Menter F.R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics // *AIAA Paper*. 2005. № 2005-522. 14 p.
5. Блохин В.Н. Применение методов вычислительного эксперимента для определения аэродинамических характеристик экраноплана на крейсерском режиме движения // *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*. 2012. № 8. С. 147-154.
6. Yang W., Yang Z. Aerodynamic investigation of a 2D wing and flows in ground effect // *Chinese journal of computational physics*. 2009. № 2. P. 231-240.

**RESEARCH OF THE WING IN GROUND EFFECT OF AERODYNAMICS PROFILE
WITH SOFTWARE ANSYS FLUENT**

Tarasov A.L.

In this article calculations of flow around an airfoil near the ground are presented resulted by ANSYS FLUENT using different ways of modeling the wing in ground effect, with the further comparing the results with the experiment. It is show which methods of modeling the screen should be used in the computational experiment. The basic aerodynamic characteristics of an airfoil, coordinate diagrams the distribution of the pressure coefficient along the chord profile and on-ground surface are obtained at different values of relative heights above the surface of the screen.

Keywords: aerodynamics, wing in ground effect, wing profile, ANSYS FLUENT.

REFERENCES

1. Molodchikov V.M. Issledovanie primenimosti paketa FLUENT k modelirovaniyu dozvukovyh otrivnyh techenij. *Teplofizika i aeromehanika*. 2009. № 3. Pp. 387-394. (In Russian).
2. Moore N. An investigation into wing in ground effect airfoil geometry. *University of Southampton*. 2002. 32 p.
3. Vozhdaev V.V. Chislennoe modelirovanie laminarno-turbulentnogo perehoda na profile kryla, vypolnennoe v programmnom komplekse ANSYS CFX. *SAPR i grafika*. 2011. № 2. Pp. 66-67. (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. Blohin V.N. Primenenie metodov vychislitel'nogo jeksperimenta dlja opredelenija aerodinamicheskikh harakteristik jekranoplana na krejserskom rezhime dvizhenija. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo*. 2012. № 8. Pp. 147-154. (In Russian).
6. Yang W., Yang Z. Aerodynamic investigation of a 2D wing and flows in ground effect. *Chinese journal of computational physics*. 2009. № 2. Pp. 231-240.

Сведения об авторе

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.