

Кошкина Д.К., Назаров Д.В.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКРАНОПЛАНА С СОСТАВНЫМ КРЫЛОМ

Как известно, экранный эффект значительно повышает подъемную силу крыла и снижает его индуктивное сопротивление. В результате происходит рост аэродинамического качества летательного аппарата при его движении вблизи опорной поверхности (экрана). По своей сути экранный эффект — это та же воздушная подушка, только образуемая под крылом набегающим потоком воздуха. Вблизи экрана увеличивается давления под крылом, что приводит к увеличению подъемной силы, в тоже время за счет уменьшения скоса потока падает индуктивное сопротивление. Наиболее ощутимо действие экранного эффекта на высоте меньше средней аэродинамической хорды крыла (САХ). Обычно экранопланы имеют крыло малого удлинения с установленными на концах консолей шайбами. Исследуемая в настоящей работе модель имеет составное крыло с развитой хордой центроплана, что позволяет использовать аппарат на относительно безопасных экранных высотах [1].

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе АДТ Т-3 Самарского университета, которая является трубой малых дозвуковых скоростей и оборудована автоматизированной информационно-измерительной системой (АИИС) [2].

Экспериментальная модель представляет собой масштабную модель экраноплана, имеющей сложное крыло с существенно развитым центропланом и трапециевидными консолями. На концах консолей расположены шайбы. Экраноплан имеет двухкилевую схему вертикального оперения с закрепленным на нем стабилизатором.

Модель устанавливалась на тензометрических весах, закрепленных в $\alpha - \beta$ — механизме, позволяющем в автоматическом режиме изменять углы атаки и скольжения. Общий вид модели в рабочей части АДТ Т-3 представлен на рис. 1.

Методика проведения эксперимента содержала несколько этапов. На первом этапе определялась толщина пограничного слоя на экране. Для этого проводилось исследование обтекания экрана без установки модели. Пластина, имитирующая опорную поверхность, устанавливалась по потоку. Затем вертикально установленным приемником давления (гребенкой) измерялось распределение давления около пластины, из которого определялась толщина пограничного слоя на задней части пластины [1]. В результате оказалось, что в районе задней кромки центроплана толщина турбулентного пограничного

слоя составляет менее 5% средней аэродинамической хорды крыла (САХ) b_a . В дальнейшем данная информация учитывалась при планировании эксперимента.

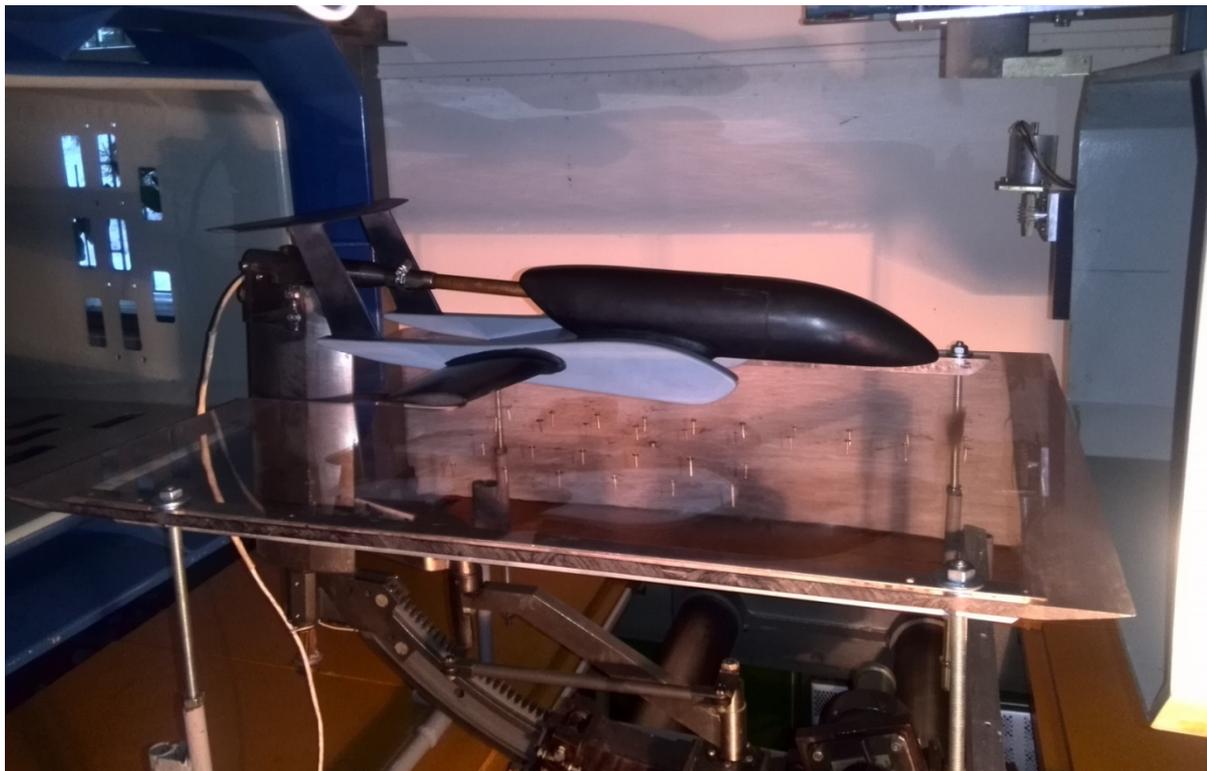


Рис. 1. Фото модели для испытания в ограниченном потоке (вблизи экрана)

Следующим этапом проводилось исследование модели без установки экрана. Данный эксперимент позволил определить аэродинамические характеристики модели экраноплана при режиме полета вне зоны действия экрана.

Третьим этапом исследовались характеристики модели вблизи экрана (рис. 1). Различные высоты модели до опорной поверхности в ходе эксперимента достигались путем регулировки положения экрана относительно задней кромки центроплана модели при нулевом угле атаки. После установки заданной высоты проводились исследования по программе эксперимента для разных углов атаки в диапазоне $[-8^\circ; +15^\circ]$ с шагом в 1° . Для каждого угла атаки в автоматическом режиме измерялись аэродинамические силы и моменты в связанной системе координат. После этого менялась высота установки модели в диапазоне $[0,1; 0,6]$ САХ крыла и цикл повторялся.

Основные аэродинамические силы, полученные в результате проведения экспериментов, приводились к безразмерному виду, путём расчёта коэффициентов продольной c_x и нормальной c_y сил с использованием известных соотношений:

$$c_x = \frac{X}{q_\infty S}, \quad c_y = \frac{Y}{q_\infty S},$$

где X – продольная сила, H ; Y – нормальная сила, H ; q_∞ – скоростной напор, $Па$;

S – характерная площадь крыла с учётом подфюзеляжной части, m^2 .

Далее, поскольку угол скольжения в процессе всей серии экспериментов был равен нулю, коэффициенты аэродинамических сил пересчитывались из связанной системы в скоростную по следующим формулам:

$$c_{xa} = c_x \cos \alpha + c_y \sin \alpha, \quad c_{ya} = c_y \cos \alpha - c_x \sin \alpha,$$

где α – угол атаки, град; c_{xa} , c_{ya} – коэффициенты лобового сопротивления и подъёмной силы, соответственно.

Полученные зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки α и безразмерной высоты h/b_a представлены на рис. 2, где h – высота отстояния от экрана точки, относительно которой происходит вращение модели на тензометрических весах, m . Из графика видно, что угол нулевой подъёмной силы на всех высотах равен -7° . Также видно, что по мере удаления от экрана коэффициент подъёмной силы на всех углах атаки падает, а критический угол атаки $\alpha_{кр}$ растёт.

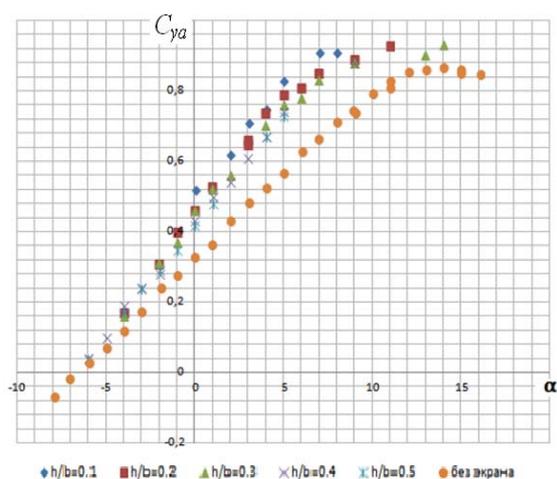


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

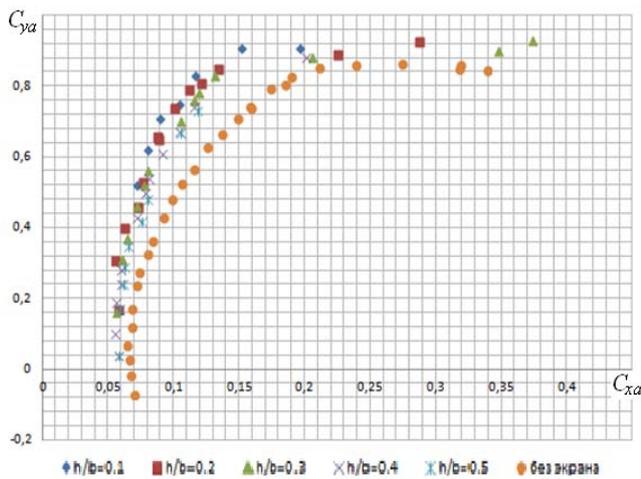


Рис. 3. Поляры для разных высот над экраном.

Таким образом, экран оказывает положительное влияние на несущую способность крыла, но срыв вблизи опорной поверхности наступает раньше, чем в невозмущенном потоке, что может быть объяснено увеличением перетекания воздуха через переднюю кромку.

На рис. 3 представлены поляры, построенные по экспериментальным данным для разных высот над экраном. Из графика видно, что по мере приближения к экрану коэффициент лобового сопротивления экраноплана падает на всех углах атаки, причем основное снижение сопротивления наблюдается из-за уменьшения индуктивной составляющей.

Исследована возможность адаптации инженерного метода расчета аэродинамических характеристик самолета [3] для его использования при расчете характеристик экраноплана.

Учет влияния земли для самолета ведется только на взлетно-посадочном режиме. В соответствии с рекомендациями [3] учет близости экрана выполняется через поправку $\Delta C_{уазем}$, которая зависит от высоты задней кромки крыла над экраном и учитывается на линейном участке зависимости $C_{ya}=f(\alpha)$. Кроме того, вводится поправка на $C_{ya\ max}$, также зависящая от высоты задней кромки крыла над поверхностью. Влияние земли в указанной методике учитывается и при расчете индуктивного сопротивления через пересчет эффективного удлинения $\lambda_{зем}$, которое затем используется при расчете коэффициента отвала поляры.

В отличие от самолета при расчете аэродинамических характеристик экраноплана влияние близости земли нужно учитывать на всех режимах полёта.

Предлагаемая методика расчета отличается от методики, представленной в [3], тем, что при расчете производной C_{ya}^α вблизи земли использовалось эффективное удлинение, также рассчитанное с учетом близости земли:

$$\lambda_{эфзем} = \frac{\lambda_3}{2,23} \left(\frac{\pi}{8\bar{h}} + 2 \right),$$

где λ_3 – эффективное удлинение крыла без учета влияния земли; $\bar{h} = \frac{h}{l}$ – отношение расстояния линии 1/4 средней хорды до земли к размаху крыла.

Формула для расчета производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки имеет вид

$$C_{ya}^\alpha = C_{ya\infty}^\alpha \frac{1 + (0,01\chi_0)^2}{\frac{1}{\cos \chi_0} + \frac{2}{\lambda_{эфзем}}},$$

где $C_{ya\infty}^\alpha$ – производная коэффициента подъёмной силы профиля; χ_0 – стреловидность крыла по передней кромке.

Остальные параметры рассчитывались в соответствии с известной методикой [3], но без учета поправки $\Delta C_{уазем}$.

На рис. 4 представлено сравнение полученных результатов расчета с экспериментальными данными. Кривая 1 – расчет по методике [3] для аппарата без влияния земли; 2 – расчет по методике [3] для аппарата на высоте $h/b=0,4$ с учетом

экрана ($\Delta C_{ya} = 0,2$); 3 – расчет по предлагаемой методике с учетом изменения производной вблизи экрана и без учета поправки ΔC_{ya} на той же относительной высоте. Кривые 4, 5 – экспериментальные данные для $h/b = 0,4$ и без экрана, соответственно. Как видно из рис. 4 данные, рассчитанные по предлагаемой методике, лучше согласуются с экспериментальными результатами.

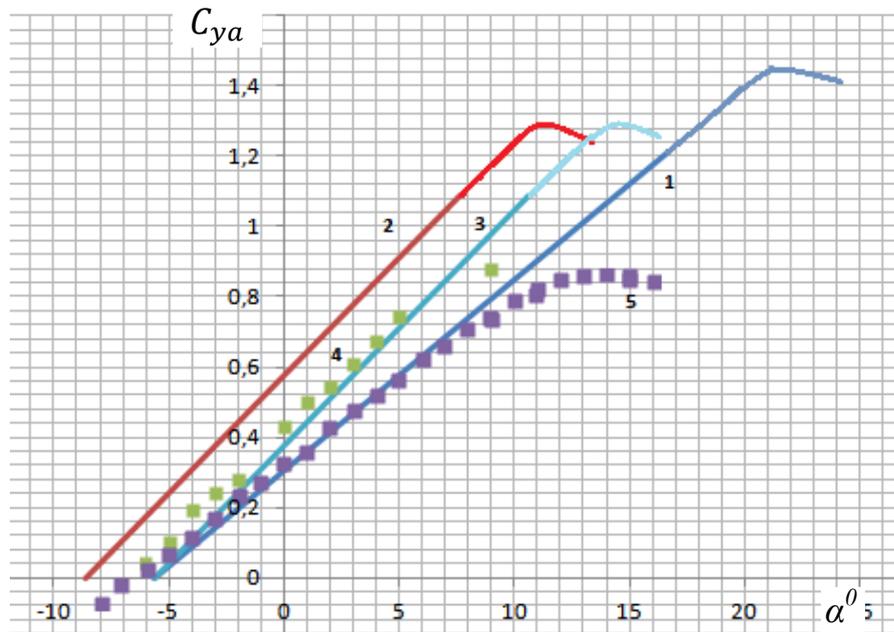


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

Библиографический список

1. D.V. Nazarov, V.A. Frolov, V.G. Shakhov, Experimental Investigation of Lift for a Wing-in-Ground Effect Aircraft Model, ISSN 1068-7998, Russian Aeronautics (Iz.VUZ), 2016, Vol. 59, No. 2, pp. 206–210.
2. Комаров В.А. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба / В.А. Комаров, В.А. Фролов, В.В. Тарасов, В.Г. Шахов // Общероссийский науч.-техн. журнал «Полёт», №10, 2006. С. 34-40.
3. Расчёт аэродинамических характеристик дозвуковых самолётов [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В.В. Васильев, А.Н. Никитин, В.А. Фролов, В.Г. Шахов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (2,315 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).