

Селиванов С.Е., Назаров Д.В.

**ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
МЕХАНИЗИРОВАННОГО КРЫЛА НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ ВБЛИЗИ ОПОРНОЙ ПОВЕРХНОСТИ**

Высокая загруженность имеющихся наземных и воздушных путей сообщения ставит вопрос о поиске альтернативных маршрутов перевозки грузов и пассажиров. Поскольку значительная часть поверхности Земли покрыта водой, вновь становится актуальным использование скоростных водных видов транспорта для осуществления перевозок людей как внутри регионов отдельных стран, так и между государствами. Актуальным становится использование экранопланов [1].

Очевидно, что для реализации современных проектов экранопланов, отвечающих требованиям безопасности, важным аспектом является детальное всестороннее понимание влияния экранного эффекта на аэродинамические характеристики разрабатываемого аппарата.

Данная работа посвящена исследованию влияния геометрических параметров механизированного крыла (удлинения крыла, относительной хорды щитка, угла его отклонения) на его аэродинамические характеристики вблизи опорной поверхности (экрана).

Для проведения исследования были разработаны три экспериментальные модели для аэротрубных испытаний. Все модели представляют собой крылья малого удлинения прямоугольной формы в плане. Механизация задней кромки выполнена в виде установленных по всему размаху щитков с относительными хордами 10%, 20% и 30%. Для уменьшения перетекания между нижней и верхней поверхностями крыла установлены концевые шайбы (скеги) [2]. Основные параметры моделей приведены в табл. 1, а вид сбоку – на рис. 1.

Эксперимент состоял из нескольких основных этапов: исследование обтекания экспериментальных моделей в неограниченном потоке; исследование обтекания экспериментальных моделей вблизи опорной поверхности; исследование обтекания специальной модели для определения поправок [3] в неограниченном потоке и исследование обтекания державки в присутствии крыла для определения ее влияния на полученные экспериментальные данные.

Таблица 1 – Параметры моделей

Наименование параметра	Величина
Размах крыла, l	450 мм, 300 мм, 150 мм
Хорда крыла, b	150 мм
Удлинение, λ	3, 2, 1
Хорда щитка, $b_{щ}$	45 мм, 30 мм, 15 мм
Углы отклонения щитка, δ	15, 30, 45°

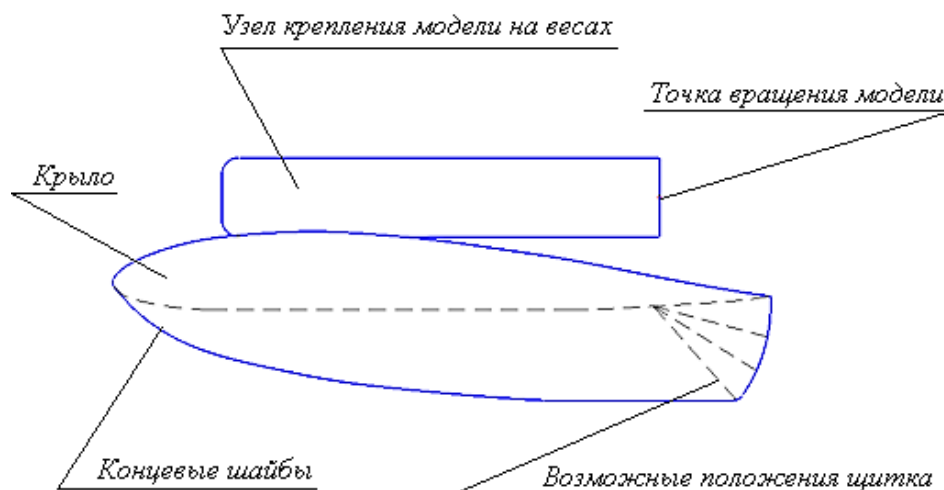


Рис. 1. Вид модели сбоку

При проведении экспериментов в рабочей части АДТ [4] на тензовесы крепились исследуемые модели. Измерение действующих на модель аэродинамических сил происходило в диапазоне углов атаки $[-8^\circ; +15^\circ]$ с шагом 1° .

По результатам экспериментов для каждого случая были построены графические зависимости коэффициентов аэродинамических сил от различных кинематических параметров.

Зависимости величины коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α и относительного расстояния до опорной поверхности \bar{h}_0 при постоянном угле отклонения щитка $\delta = 0^\circ$ приведены на рис. 2, а для $\delta = 45^\circ$ – на рис. 3.

Как видно, при уменьшении относительного расстояния до экрана наблюдается увеличение коэффициента подъемной силы при неизменном угле атаки. Для всех положений щитка имеет место возрастание производной на линейном участке при приближении к опорной поверхности, наибольшее изменение производной при этом происходит при переходе в область экстремального экранного эффекта. На рис. 3 видно, что уменьшение относительной высоты приводит к снижению критического угла атаки.

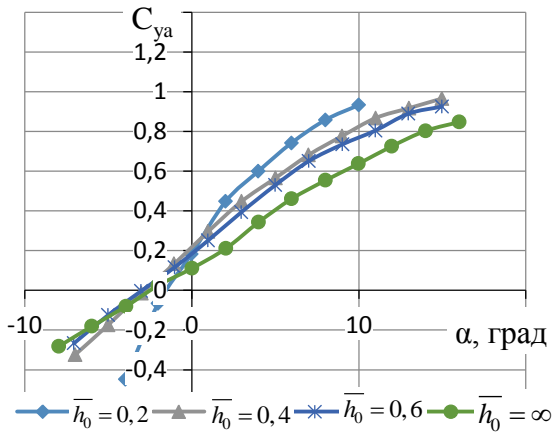


Рис. 2. Зависимости C_{ya} от α и \bar{h}_0 при угле отклонения щитка $\delta = 0^\circ$

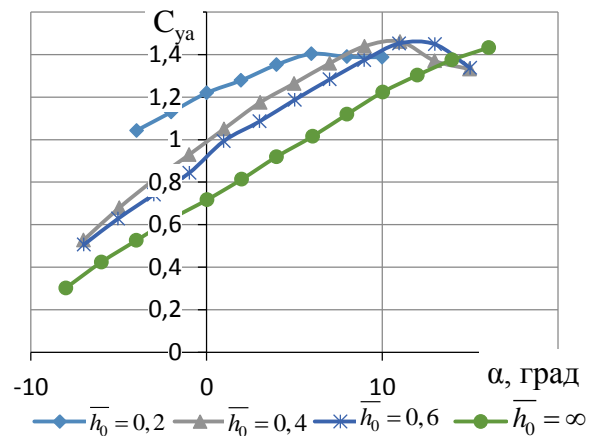


Рис. 3. Зависимости C_{ya} от α и \bar{h}_0 при угле отклонения щитка $\delta = 45^\circ$

На рис. 4 и 5 представлены зависимости коэффициента лобового сопротивления от угла атаки и относительной высоты для углов отклонения щитка $\delta = 0^\circ$ и $\delta = 45^\circ$.

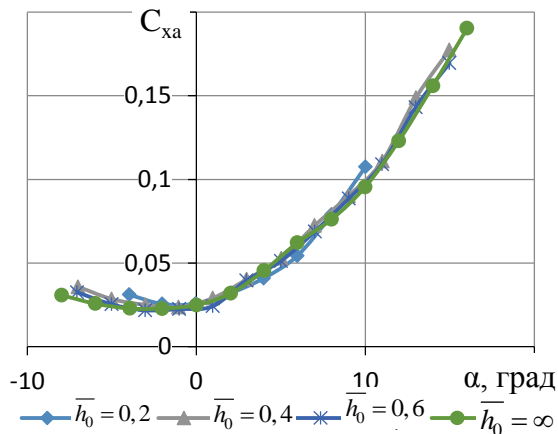


Рис. 4. Зависимости C_{xa} от α и \bar{h}_0 при угле отклонения щитка $\delta = 0^\circ$

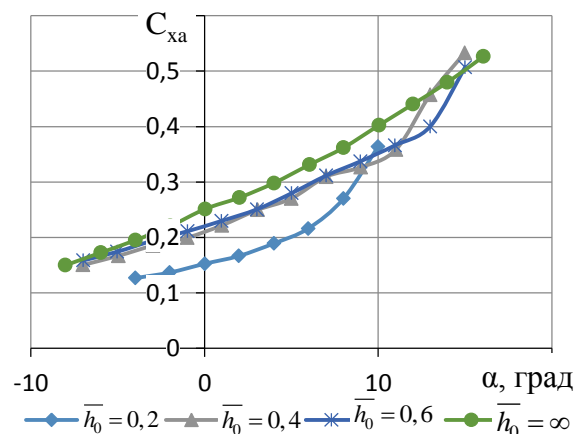


Рис. 5. Зависимости C_{xa} от α и \bar{h}_0 при угле отклонения щитка $\delta = 45^\circ$

Как видно из рис. 4, при убранной механизации приближение к поверхности экрана оказывает слабое влияние на зависимость коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки на малых углах атаки. При достаточно больших углах атаки наблюдается рост лобового сопротивления с уменьшением относительной высоты, что связано с ростом производной C_{ya}^α . С увеличением угла отклонения механизации (рис. 5) проявляется положительное влияние, оказываемое экраным эффектом на сопротивление крыла, причем наиболее существенное снижение сопротивления происходит при переходе в область экстремального экранного эффекта.

В результате при приближении к опорной поверхности аэродинамическое качество возрастает.

На рис. 6 и 7 приведены зависимости коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки для различных удлинений на относительной высоте $\bar{h}_0 = 0,2$ при положениях щитка $\delta = 0^\circ$ и $\delta = 45^\circ$, соответственно.

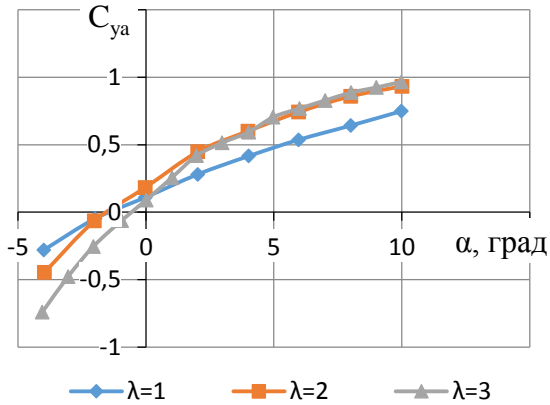


Рис. 6. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных удлинений при $\bar{h}_0 = 0,2$ и $\delta = 0^\circ$

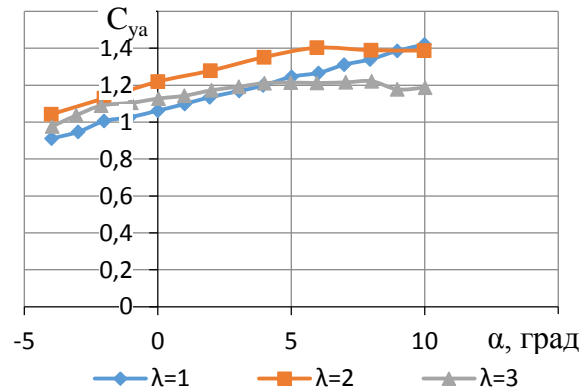


Рис. 7. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных удлинений при $\bar{h}_0 = 0,2$ и $\delta = 45^\circ$

Из этих рисунков следует, что на высотах, лежащих в области экстремального экранного эффекта, с увеличением угла отклонения щитка преимущество большого удлинения снижается, а при положении щитка $\delta = 45^\circ$ крыло с удлинением $\lambda = 3$ даже проигрывает крылу с удлинением $\lambda = 2$.

На рис. 8 показаны зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки и относительной хорды щитка для относительной высоты $\bar{h}_0 = \infty$.

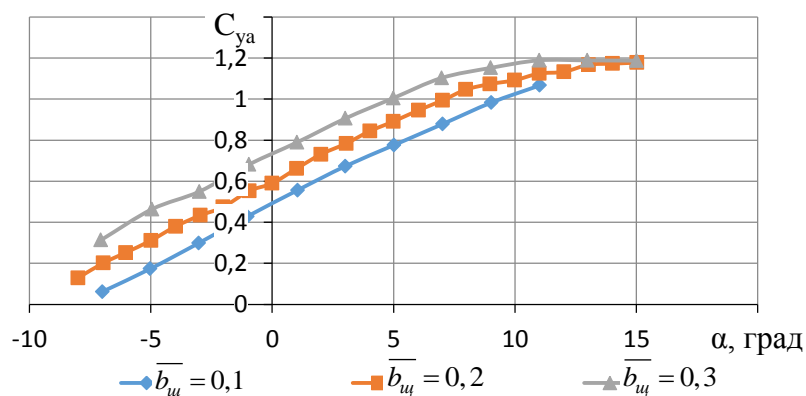


Рис.8. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных относительных хорд щитка при $\bar{h}_0 = \infty$ и $\delta = 30^\circ$

Как видно, в линейном диапазоне изменения $C_{ya}(\alpha)$ при фиксированном угле атаки увеличение относительной хорды щитка приводит к росту коэффициента

подъемной силы крыла (наблюдается параллельное смещение кривой на линейном участке), при этом также наблюдается уменьшение критического угла атаки $\alpha_{кр}$.

По результатам исследования, можно сделать следующие основные выводы:

– при убранной механизации изменение расстояния до экрана оказывает незначительное влияние на зависимость коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки;

– при увеличении угла отклонения щитка растет положительное влияние экранного эффекта на лобовое сопротивление;

– наибольшее изменение аэродинамических характеристик крыла, связанное с приближением к опорной поверхности, происходит сначала при переходе от неограниченного потока к экранным высотам, а затем в область экстремального экранного эффекта;

– вне зависимости от относительной высоты наблюдается уменьшение прироста коэффициента подъемной силы и увеличение прироста коэффициента лобового сопротивления с ростом угла отклонения щитка;

– уменьшение расстояния до экрана приводит к снижению положительного влияния удлинения крыла на величину его коэффициента подъемной силы – в области экстремального экранного эффекта различие между крыльями с $\lambda = 2$ и $\lambda = 3$ практически отсутствует, при этом несколько увеличивается положительное влияние на коэффициент лобового сопротивления;

– увеличение хорды щитка при фиксированном угле отклонения равносильно увеличению угла отклонения при фиксированной относительной хорде.

Библиографический список

1. Rozhdestvensky K.V. Wing-in-ground effect vehicles, Progress in Aerospace Science 42 (2006), 211-283 p.

2. Ермоленко С.Д. Расчет аэродинамических характеристик прямоугольного крыла с концевыми шайбами, движущегося с малой дозвуковой скоростью вблизи экрана [Текст] / С.Д. Ермоленко, Ю.А. Рогозин, Г.В. Рогачев // Известия вузов. Авиационная техника. – № 3. – С. 105-112.

3. Жерехов В.В. Экспериментальные исследования влияния свободных границ потока на аэродинамические характеристики крупномасштабных моделей без механизации [Текст] / В.В. Жерехов, О.А. Ледянкина // Известия вузов. Авиационная техника. – 2012. – №2. – С. 41-46.

4. Комаров В.А. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба [Текст] / Комаров В.А., Фролов В.А., Тарасов В.В., Шахов В.Г. // Общероссийский науч.-техн. журнал «Полёт» – 2006. – №10. – С. 34-40.