

УДК 629.7.022

Е.А. Украинец, канд. техн. наук,
Е.В. Спиркин,
И.И. Шабрат

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ САМОЛЕТА С ПРЕОБРАЗУЕМЫМ КРЫЛОМ И ФЮЗЕЛЯЖЕМ ТРЕУГОЛЬНОЙ ФОРМЫ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ

Для удовлетворения противоречивым требованиям к самолету необходимо совмещение целого ряда качеств в одном неподвижном крыле, что невозможно без значительного компромисса по некоторым из них, поскольку каждому режиму полета соответствует свое оптимальное крыло [1]. Удовлетворения всем режимам полета можно достичь с помощью крыла изменяемой геометрии, удлинение и угол стреловидности которого управляется в полете. В классической схеме изменения угла стреловидности несущая площадь крыла при изменении угла стреловидности консолей изменяется не так значительно, что снижает отношение максимальной скорости к минимальной. Кроме того, самолеты с изменяемой стреловидностью крыла имеют ряд недостатков, основными из которых являются:

- смещение аэродинамического фокуса при изменении стреловидности, что приводит к увеличению балансировочного сопротивления;
- возрастание массы конструкции из-за наличия силовой балки и закрепляемых на ней поворотных шарниров консолей, а также уплотнителей убранного положения крыла;
- необходимость строгой синхронизации изменения стреловидности, пониженная жесткость конструкции поворотного узла консолей и, как следствие, ухудшение весового совершенства всего самолета [1, 2].

Указанные недостатки снижают дальность полета и/или массу целевой нагрузки, однако это снижение в некоторой мере компенсируется применением так называемого преобразуемого (складывающегося) крыла.

Целью статьи является разработка аэродинамической компоновки самолета с преобразуемым крылом и экспериментальное определение аэродинамических характеристик моделей самолета этой схемы.

Для проведения эксперимента в аэродинамической трубе Т-1 Харьковского университета Воздушных Сил были изготовлены модели самолета с преобразуемым крылом и фюзеляжем треугольной формы поперечного сечения. При изготовлении модели соблюдался принцип модульности, что позволяло использовать общие элементы конструкции и облегчало проведение сравнительного анализа аэродинамических характеристик. На рис. 1 представлены чертежи исследуемых моделей,

на рис. 2 - 4 – внешний вид моделей в рабочей части аэродинамической трубы Т-1.

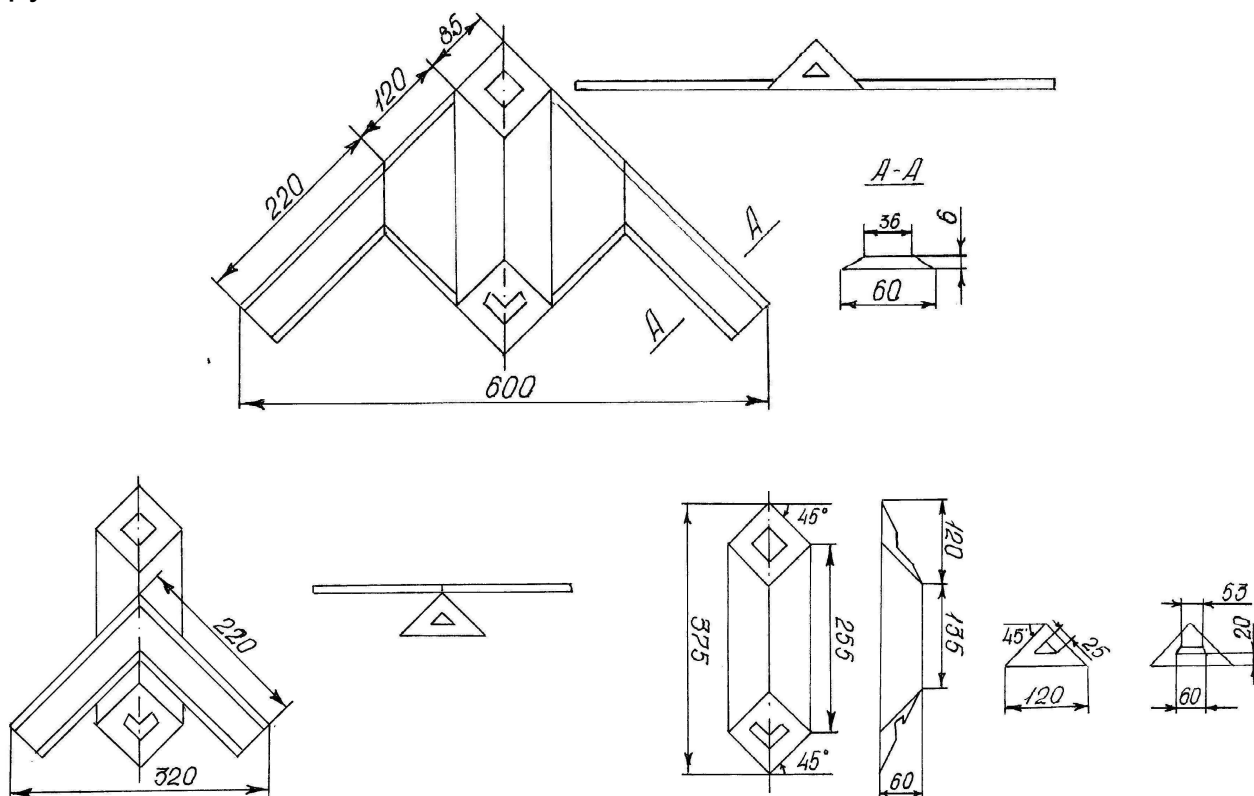


Рисунок 1 – Чертежи исследуемых моделей фюзеляжей

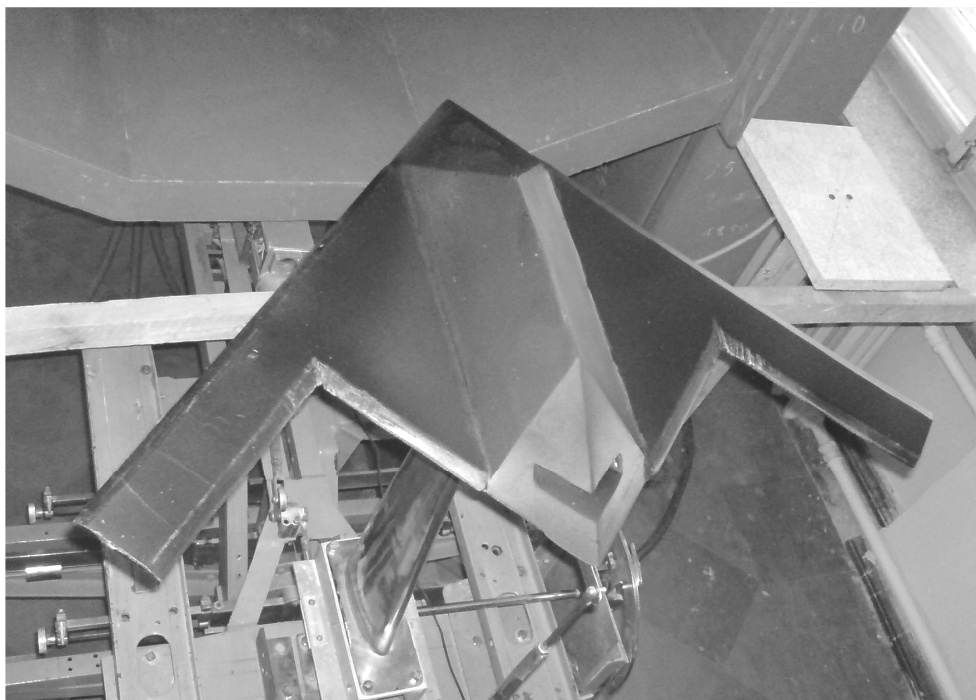


Рисунок 2 – Фотография внешнего вида модели самолета с преобразуемым крылом и фюзеляжем треугольной формы поперечного сечения в рабочей части аэродинамической трубы Т-1 (крыло выпущено)



Рисунок 3 – Фотография внешнего вида модели самолета с преобразуемым крылом и фюзеляжем треугольной формы поперечного сечения в рабочей части аэродинамической трубы Т-1 (крыло убрано)



Рисунок 4 – Фотография внешнего вида модели треугольного фюзеляжа самолета с преобразуемым крылом в рабочей части аэродинамической трубы Т-1

Выбранный метод исследования – весовой эксперимент. Скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы, при которой проводились исследования, составила 28,4 м/с, что соответствует числу Рейнольдса $Re \approx 1,23 \cdot 10^6$, рассчитанному по наибольшему размаху крыла модели. Полученные в результате обработки опытных данных зависимости коэффициентов лобового сопротивления, подъемной силы и аэродинамического качества от угла атаки приведены на рис. 5-7 соответственно. На рисунках зависимости, относящиеся к модели самолета с выпущенным крылом, обозначены треугольниками, относящиеся к модели самолета с убраннным крылом – квадратами, а к изолированному фюзеляжу – ромбиками. При обезразмеривании аэродинамических сил в качестве характерного размера принимались площади крыла, крыла и площади нижней поверхности фюзеляжа, площади нижней поверхности фюзеляжа соответственно.

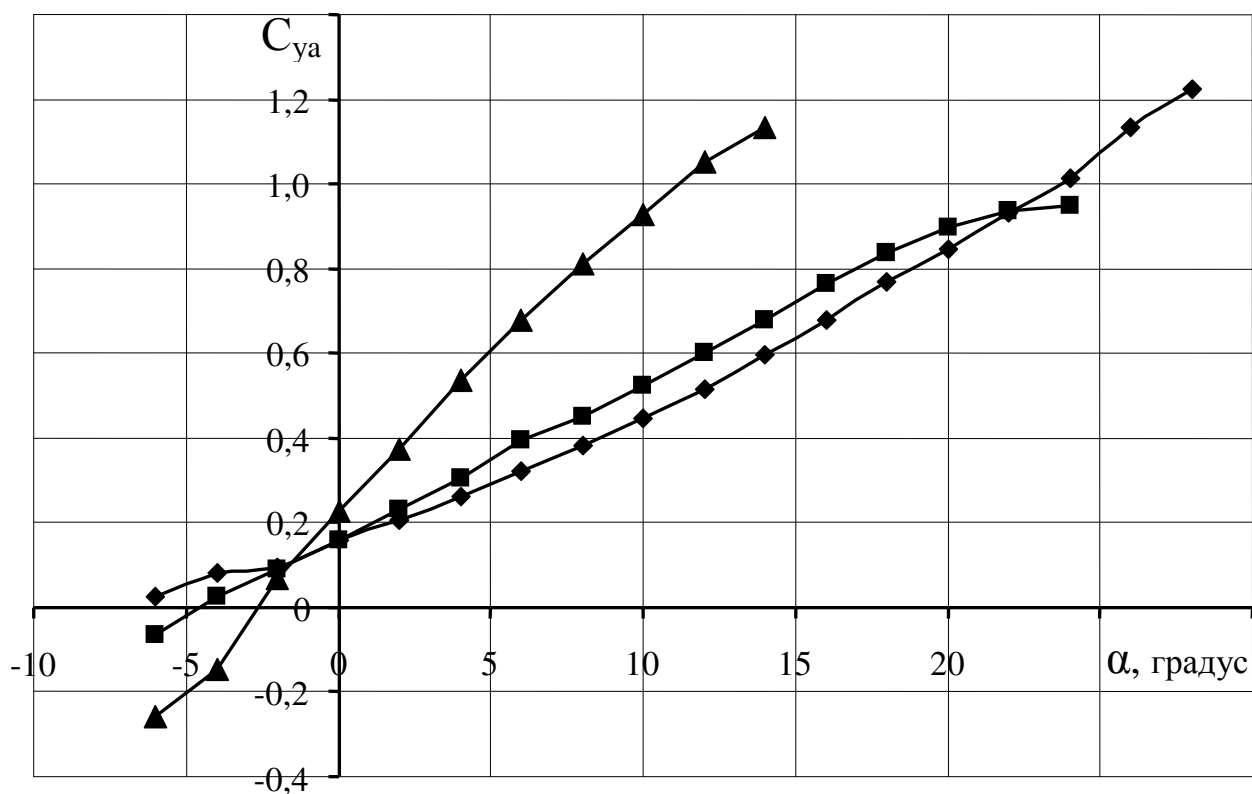


Рисунок 5 – Зависимости коэффициентов подъемной силы моделей от угла атаки

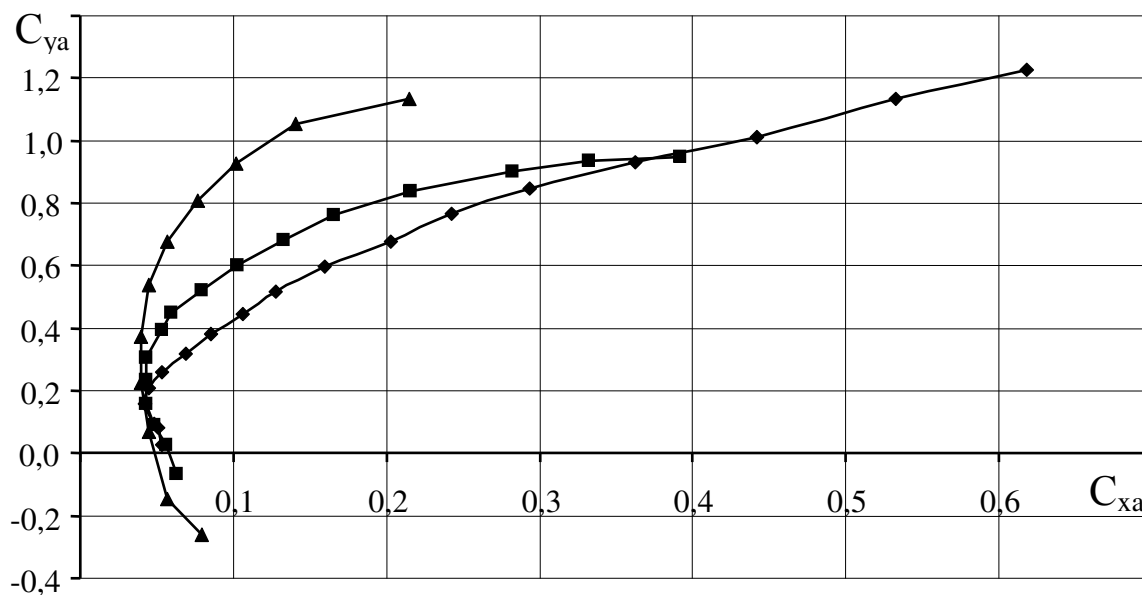


Рисунок 6 – Поляры моделей

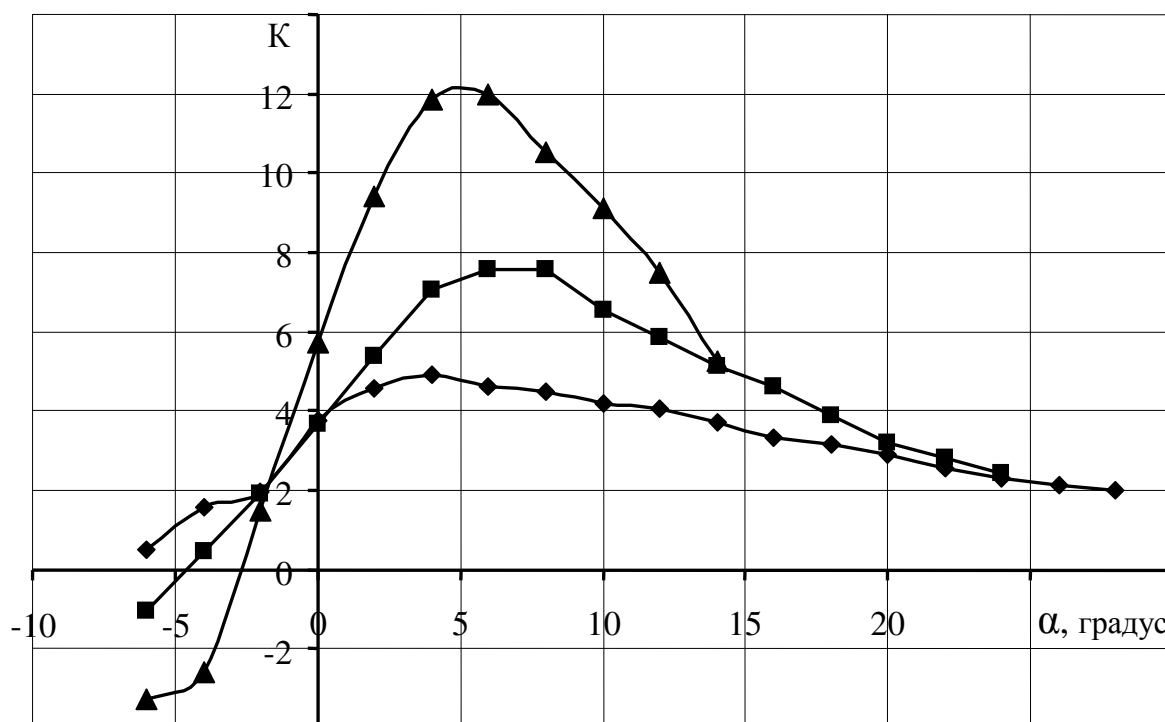


Рисунок 7 – Зависимости аэродинамического качества моделей от угла атаки

Анализ представленных зависимостей позволяет сделать следующие выводы:

– зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ для модели фюзеляжа носит нелинейный характер, при этом из-за ограничений системы подвески критический угол атаки в эксперименте не был достигнут;

– несущие свойства модели с выпущенным крылом на линейном участке зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$ наибольшие: $C_{ya}^{\alpha} \approx 4,70$ для модели с выпущенным крылом по сравнению с $C_{ya}^{\alpha} \approx 2,00$ для модели с убранным крылом, однако угол начала срыва потока меньше: $\alpha_{нс} \approx 11^{\circ}$ для модели с выпущенным крылом по сравнению с $\alpha_{нс} \approx 19^{\circ}$ для модели с убранным крылом;

– модель с выпущенным крылом имеет наивысшее аэродинамическое качество $K \approx 12$ единиц и коэффициент максимальной подъемной силы $C_{ya_{max}}$, следовательно, эта модель является оптимальной альтернативой в смысле достижения наибольшей продолжительности полета и наилучших взлетно-посадочных характеристик.

Рассмотрим зависимость коэффициентов подъемной силы моделей от угла атаки (рис. 8) и поляры (рис. 9) при условии, что при обезразмеривании аэродинамических сил в качестве характерного размера принималась площадь выпущенного крыла.

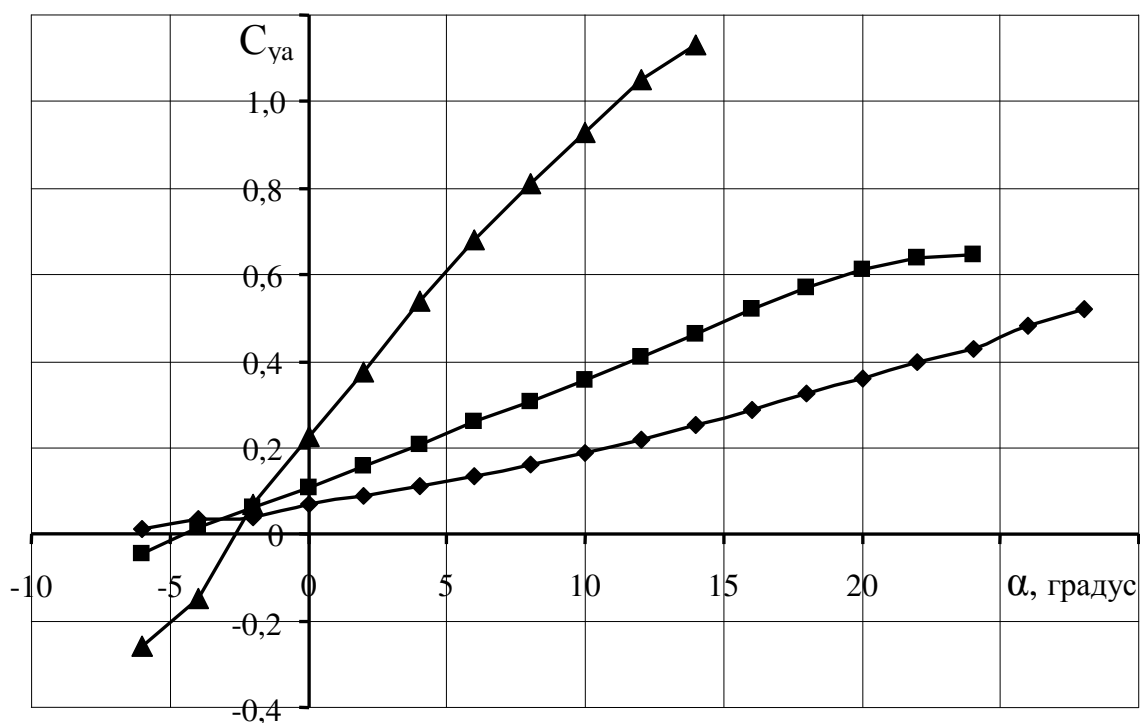


Рисунок 8 – Зависимости коэффициентов подъемной силы моделей от угла атаки при обезразмеривании по одной площади

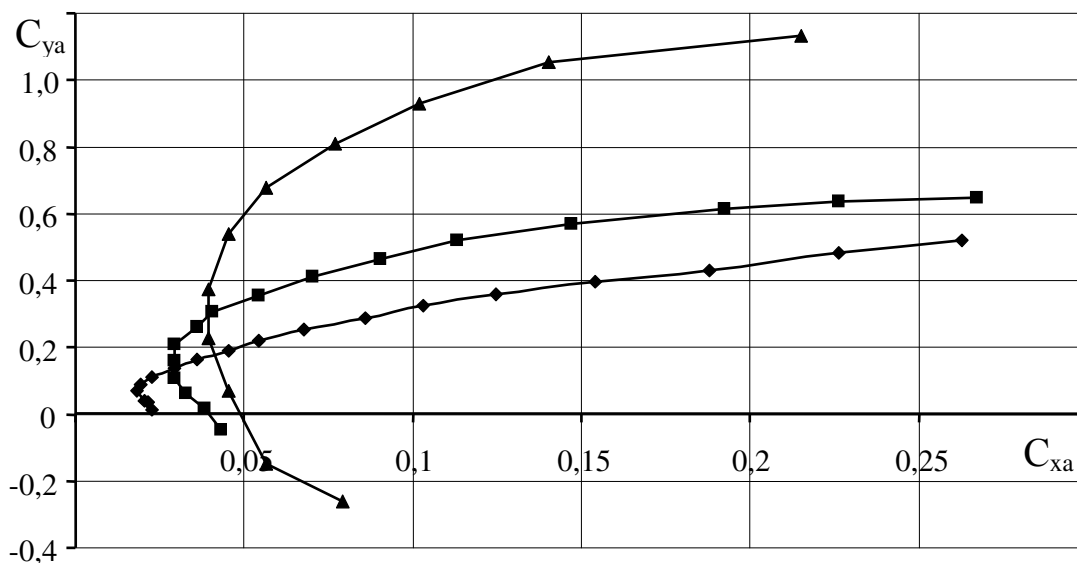


Рисунок 9 – Поляры моделей при обезразмеривании по одной площади

Анализ представленных зависимостей позволяет сделать следующие выводы:

– лобовое сопротивление изолированного фюзеляжа на малых углах атаки имеет наименьшее значение, что объясняется меньшей омываемой поверхностью, при этом аэродинамическое качество составляет 4,9 единиц. Следовательно, модель бескрылого самолета является оптимальной альтернативой в смысле достижения максимальной скорости полета и минимальной радиолокационной заметности;

– аэродинамические характеристики модели с убранном крылом занимают промежуточное положение, однако в отличие от классической схемы преобразования крыла изменением угла стреловидности огибающая поляр имеет «прогиб» вниз, что является недостатком разработанной схемы преобразования крыла.

В дальнейшей работе предполагается экспериментальное исследование характера обтекания изолированного фюзеляжа треугольной формы поперечного сечения и эксперимент с моделями преобразуемого самолета в безэховой камере сверхвысоких частот Харьковского национального университета имени В.Н. Каразина.

Список использованных источников

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С.Бюшгенса. –М.: Наука, Физматлит, 1998. – 816с.
2. Андреев Ю.В. Особенности проектирования и перспективы развития маневренных самолетов. / Ю.В.Андреев – М.: МАИ, 1999. – 68 с.

*Поступила в редакцию 15.05.2010 г.
Рецензент: д-р техн. наук, проф. С. А. Бычков,
АНТК «Антонов», г. Киев*

УДК 629.7.022

Экспериментальное определение аэродинамических характеристик модели самолета с преобразуемым крылом и фюзеляжем треугольной формы поперечного сечения. Украинец Е.А., Спиркин Е.В., Шабрат И.И. – Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". Вып. (). Харьков: НАКУ, 2010, с.

Представлены результаты эксперимента в аэродинамической трубе Т-1 с моделями самолета с преобразуемым крылом. В результате обработки экспериментальных данных получены зависимости коэффициента лобового сопротивления, подъемной силы и аэродинамического качества при различном положении преобразуемого крыла. На основе анализа полученных зависимостей определены оптимальные по критериям «максимальное аэродинамическое качество», «минимальное лобовое сопротивление», варианты положения преобразуемого крыла относительно фюзеляжа.

Ключевые слова: весовой эксперимент, аэродинамические характеристики, крыло изменяемой геометрии, складывающееся крыло, критерий оптимальности.

Ил. 9. Библиогр.: 2 назв.

Продано результати експерименту в аеродинамічній трубі Т-1 з моделями літака з перетворюваним крилом. У результаті обробки експериментальних даних отримано залежність коефіцієнта лобового опору, підйомної сили і аеродинамічної якості при різному положенні перетворюваного крила. На основі аналізу отриманої залежності визначено оптимальні за критеріями «максимальна аеродинамічна якість», «мінімальний лобовий опір», варіанти положення перетворюваного крила щодо фюзеляжу.

Іл. 9. Бібліогр.: 2 назви.

Results of experiment in wind tunnel T-1 with models of the plane with a transformed wing are presented. As a result of processing of experimental data dependences of factor of front resistance, elevating force and aerodynamic quality at various position of a transformed wing are received. On the basis of the analysis of the received dependences optimum by criteria «the maximum aerodynamic quality», «the minimum front resistance», position variants of a transformed wing concerning a fuselage are defined.

Fig. 3. Bibliogr.: 2 sources.