

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАЛИЗОВ МЕЖДУ КРЫЛОМ И ФЮЗЕЛЯЖЕМ ДЛЯ СХЕМЫ ВЫСОКОПЛАНА

© Петрова А.Р., Петряков А.М., Фролов В.А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара, Российская Федерация

e-mail: am.petryakov@gmail.com, petrovaarina02@mail.ru

В данном исследовании проведен анализ зависимости аэродинамических характеристик высокоплана с круглым поперечным сечением и прямоугольными крылом от радиуса зализов.

Исследование проводилось в аэродинамической трубе Т-3 Самарского университета [1], с помощью тензометрического метода. Были проведены исследования зализов между крылом и фюзеляжем у высокоплана, мы выбрали круглое сечение. Также было выбрано прямоугольное крыло, как имеющее наибольшую эффективность при малых скоростях набегающего потока и имеющее широкое распространение в авиации. Для модели были выбраны максимально возможные для используемой аэротрубы размеры, для большей точности эксперимента и пропорциональные диаметру фюзеляжу. Диаметр сечения фюзеляжа равен 60мм, размах крыла 420 мм (7 сечений), длина 360 мм (6 сечений), зализы на 10мм (1/6 сечения), на 20мм (1/3 сечения) и 30мм (1/2 сечения). Три вида в плане компоновки модели с разными зализами приведены на рис. 1.



Рисунок 1 – Виды в плане аэродинамических моделей

В результате работы найдены аэродинамические коэффициенты и аэродинамическое качество крыла при углах атаки от -3° до 14° с шагом в 1° . Полученные результаты коэффициента подъемной силы показаны на рис. 2. На основании полученных зависимостей вычислены производные коэффициента подъемной силы по углу атаки для четырех комбинаций и построена зависимость этой производной от радиуса зализов в сопряжении крыла и фюзеляжа (рис. 3).

Выводы. Показано, что на кривой производной коэффициента подъемной силы компоновки от радиуса зализов в сопряжении крыла и фюзеляжа имеется максимум. Данный результат может быть использован при проектировании новых образцов авиационной техники.

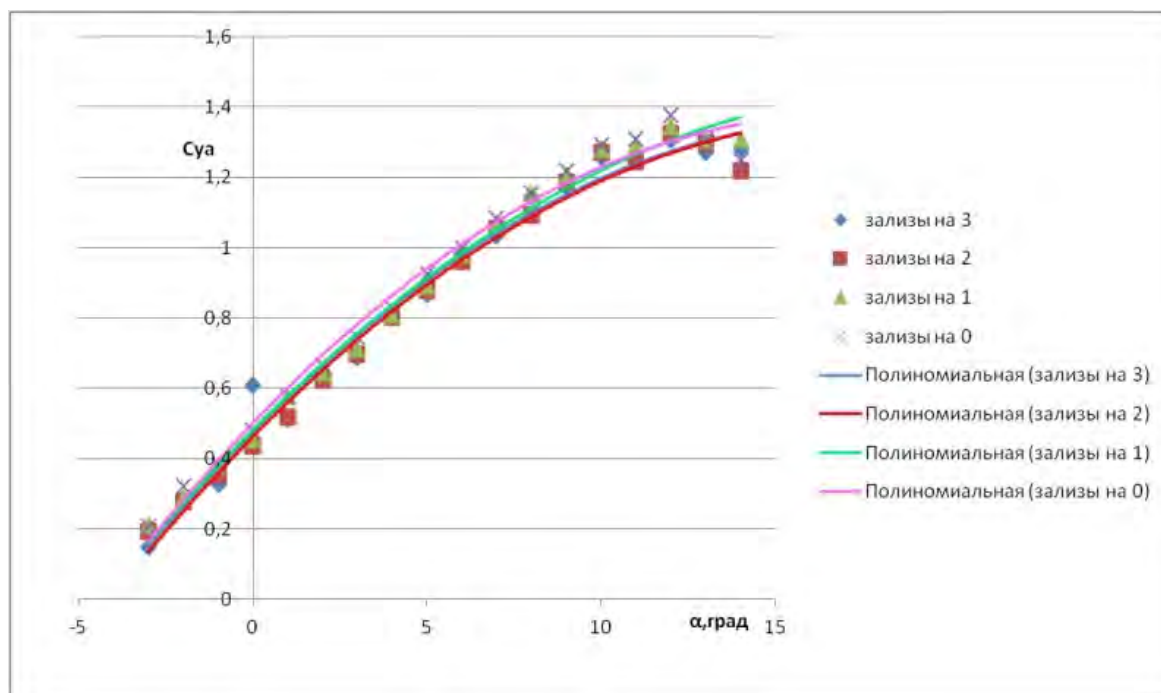


Рисунок 2 – Зависимости коэффициента подъемной силы по углу атаки (для нахождения производной брали 4 точки (-2, 0, 2, 4))

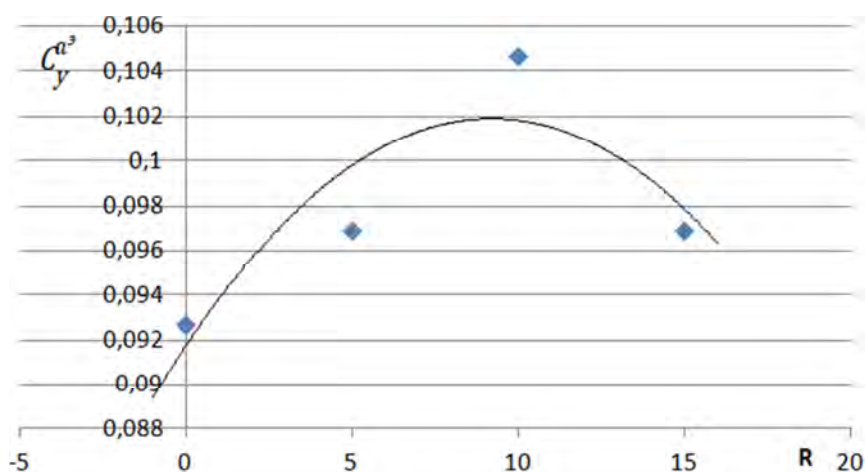


Рисунок 3 – Зависимость производной коэффициента подъемной силы компоновки от радиуса зализ в сопряжении крыла и фюзеляжа

Библиографический список

1. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба / В.А. Комаров, В.В. Тарасов [и др.] // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2006. № 10. С. 23–40.