

ЗАДАЧА ОЦЕНКИ «ЧИСТЫХ РЕГРЕССИЙ» МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Пахненко В.В.

Национальный авиационный университет, кафедра высшей и вычислительной математики, Украина, 03058, г. Киев, пр. Космонавта Комарова 1, E-mail pobeda586@gmail.com

Среди множества проблем безопасности полета летательного аппарата важное значение имеют задачи, связанные с изучением особенностей динамики самолета на больших углах атаки и скольжения. Эффективным средством решения таких задач является построение адекватных математических моделей (ММ) самолета на больших углах атаки и скольжения по данным натурных летных испытаний. Идентификация ММ самолета сводится к построению множественных криволинейных регрессий, оценивающих значения аэродинамических коэффициентов самолета от переменных его состояния и других факторов. Например, $m_z = f(\alpha, \bar{\alpha}, \bar{\omega}_z, \delta_{\beta}, \dots)$, $m_y = f(\beta, \bar{\beta}, \bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y, \delta_{\theta}, \delta_H, \dots)$.

Трудности идентификации ММ самолета могут быть разделены на две группы. Первая связана с определением адекватной структуры ММ. Решение этой задачи базируется на физическом моделировании и углубленном изучении потока. Вторая - связана с получением и обработкой исходной информации.

Для решения задачи оценки «чистых» регрессий предлагается итерационный метод пошаговой регрессии включения – исключения с коррекцией откликов по коррелированным факторам. В основу метода положены две идеи. Первая связана с устранением функциональной корреляции путем использования для аппроксимации криволинейных регрессий ортогональных полиномов, в частности, усеченных рядов Фурье. Вторая идея метода основана на том, что несмотря на тесноту корреляции наблюдаемых факторов имеется заметный разброс наблюдений относительно линии взаимной регрессии, что может быть использовано для коррекции смещенных регрессий и получения оценок «чистых» регрессий. Обе идеи объединены в едином итерационном методе.

Метод реализован в пакете прикладных программ и показал хорошие результаты при построении ММ самолета на режимах сваливания.

Выборки исходной информации ограничены по объему и зашумлены значительными погрешностями. На больших углах атаки погрешности остаются довольно значительными, особенно при накоплении параметров, характеризующих состояние потока, таких как скорость самолета, углы атаки и скольжения. Предлагаемый метод идентификации ММ рассчитан на наличие значительного «шума» в исходной информации. Также метод позволяет решить важную проблему обработки исходной информации на больших углах атаки связанную с мультиколлинеарностью переменных состояния самолета.