

## Обеспечение заданных характеристик короткопериодического движения ЛА на основе идентификации параметров.

Ю.Г. Живов<sup>1</sup>, Р.М. Мурзагалин<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ)

<sup>2</sup>Московский физико-технический институт (государственный университет)

Рассмотрена динамика короткопериодического движения летательного аппарата схемы летающее крыло, с интегральным законом управления по перегрузке.

Аэродинамические характеристики аппарата существенно нелинейно зависят от угла атаки, отклонения органа управления и обдува несущих поверхностей струей двигателя. Задача формировалась следующим образом: обеспечение характеристик короткопериодического движения аппарата приближенно, соответствующих звену второго порядка с заданными значениями частоты и демпфирования.

Для решения этой задачи сигнал органа управления разделялся на два - на компенсирующий соответственные аэродинамические характеристики самолёта и на формирующий модельное движение.

Компенсирующий сигнал сформирован на основе идентификации аэродинамических характеристик самолёта. Для этого использовался модифицированный градиентный метод идентификации с использованием двух слоёв измерений параметров движения самолёта. Особенностью данной работы является использование помимо линейных квадратических сигналов угла атаки и отклонения органа управления для учёта нелинейности характеристик аппарата.

При выборе алгоритма, обеспечивающего заданное модельное движение учитывались особенности интегрального закона управления, т.е. необходимости обеспечения определённых соотношений между нулями и полюсами передаточной функции замкнутой системы.

Разработана программно-математическая модель самолёта и алгоритмов идентификации в среде matlab/Simulink с применением комплекса FlightSim.

Проведено комплексное моделирование динамики движения летательного аппарата при различных значениях центровок (1.а-б.).

Показано, что при алгоритме с компенсацией модель поведения объекта очень близка к модельному движению описываемому законом:  $W(p) = \frac{\omega_\alpha^2}{p^2 + 2*\xi_\alpha * \omega_\alpha * p + \omega_\alpha^2}$ , в отличие от системы управления, не основанной на компенсации аэродинамических моментов объекта.

Получено, что при первоначальной ошибке идентифицируемых параметров в 25% в конечном итоге система рассчитывает необходимые параметры с погрешностью в 0.5-1%.

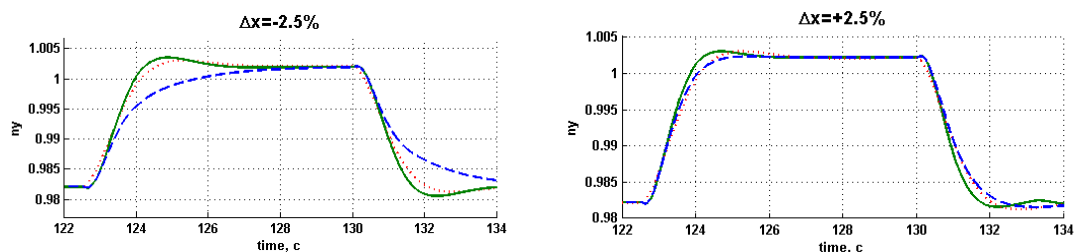


Рис. 1. а-б. Переходной процесс по  $n_y$ , реакция системы с различной настройкой.

### Литература

1. Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолёта // Учёные записки ЦАГИ, 2012, Т. 43

2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / Под ред. Г.С. Бюшгена. – М.: Российская академия наук («наука» РАН), 2016. –704 с.