

Синтез робастных систем управления перспективным гражданским самолетом в продольном канале.

А.А. Дементьев¹, Н.А. Сурков^{1,2}

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского,

²Московский физико-технический институт (государственный университет)

В последние годы синтез систем управления самолетом становится все более комплексной задачей. В первую очередь, это связано с активной борьбой за аэродинамическое качество самолета, что приводит к уменьшению запаса продольной статической устойчивости. Также, задачу обеспечения потребного качества управления сильно усложняют возможные отклонения аэродинамических, массово-инерционных и других параметров самолета от номинальных значений. Вследствие этого, синтез робастных алгоритмов управления, то есть алгоритмов, способных обеспечивать устойчивость и удовлетворительное качество управления объектом при отклонении значений входных параметров от номинальных, становится все более актуальным. Решение этой задачи является особенно важным на начальных этапах летных испытаний, когда еще отсутствуют уточненные данные по характеристикам летательного аппарата. В этом случае имеет место риск потери самолета, при отсутствии достаточного запаса устойчивости для парирования неблагоприятных параметрических возмущений.

В данной работе используется линеаризованная схема движения перспективного неманевренного летательного аппарата в продольном канале. Кроме статически-заданных характеристик, данная модель содержит неточности в задании таких характеристик, как степень продольной статической устойчивости и нестационарные моментные статические производные ($m_z^{C_y} = [-0.2; 0.05]$, $m_z^{\bar{\omega}_z} = -17 \pm 25\%$, $m_z^{\bar{\alpha}} = -5.8 \pm 25\%$).

Для такой модели, с помощью системы MATLAB, были синтезированы три системы управления, использующие руль высоты как орган управления: автомат продольной устойчивости и два контроллера (H_∞ и μ), синтезированных с помощью пакета прикладных программ Robust Control Toolbox. Требования к данным системам были поставлены следующим образом: система должна быть устойчивой при данных разбросах характеристик летательного аппарата, время срабатывания не должно превышать четырех секунд ($t_{cp} \leq 4c$), перерегулирование не более пяти процентов ($\sigma \leq 5\%$).

В отличие от синтеза μ -контроллера, синтез H_∞ -контроллера и АПУ производится при статически заданных характеристиках ЛА. Следовательно, после синтеза этих систем необходимо было провести их робастный анализ на устойчивость и управляемость.

Результатом данной работы являются три системы управления перспективным нема-невренным летательным аппаратом в продольном канале, использующие руль высоты как орган управления. Приведены результаты на ступенчатое воздействие для каждой из систем, с учетом разброса характеристик летательного аппарата в заданных пределах. Приведены результаты сравнительного анализа полученных систем управления. Сравнительный анализ показал, что только μ -контроллер удовлетворяет требованиям робастной устойчивости и управляемости, но при этом является много более сложным, чем остальные, поскольку имеет не только достаточно высокий порядок, но и сложную процедуру синтеза. АПУ же в свою очередь, является достаточно простым в смысле синтезе и при этом обладает хорошей робастной устойчивостью и может быть применен в отдельных случаях. H_∞ -контроллер не удовлетворил требованиям робастной устойчивости и управляемости.

Литература

1. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979.
2. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. – 2-е издание, перераб. и доп., М.: Машиностроение 1987.
3. Balas J.G., Doyle J.C., Glover K., Packard A., Smith R., μ -Analysis and Synthesis Toolbox User's Guide. – The MathWorks, Inc., 1995.
4. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. – Москва: Наука, 1988.