

**Исследование системы стабилизации высоты современного
ближнемагистрального пассажирского самолёта**

Научный руководитель – Исрафилов Булат Ильдарович

Гончаров Владимир Григорьевич

Студент (магистр)

Московский политехнический университет, Москва, Россия

E-mail: vladimir111298@gmail.com

Цель работы - произвести расчёт лётных и пилотажных характеристик летательного аппарата и разработать систему автоматической стабилизации высоты полета с автопилотом тангажа.

Задачи работы: получить следующие лётно-технические и взлётно-посадочные характеристики самолёта:

Зависимости от скорости и высоты полета

Зависимости от высоты

Статический и практический потолки самолета

Скорость отрыва при взлете

Длина разбега

Взлетная дистанция

Скорость касания ВПП при посадке

Длина пробега

Посадочная дистанция

А так же, характеристики маневренности (с учетом ограничений по числу M) и характеристики продольной, статической устойчивости и управляемости

Произвести расчет системы автоматического управления высотой в тангажном варианте и проанализировать влияние изменения массы самолета и центровки на запасы устойчивости замкнутых контуров системы стабилизации высоты.

В настоящее время определение лётных характеристик самолёта играет большую роль в ряде задач динамики полёта. Без знания характеристик невозможно спроектировать, изготовить и грамотно эксплуатировать самолёт, отвечающий заданным техническим требованиям.

Автоматическое управление барометрической высотой полета осуществляется в стадии, когда надо выдерживать горизонтальный режим полета, как правило, с постоянной скоростью. Отклонение барометрической высоты от заданного уровня контролируется с помощью барометрического высотомера. Регулирование производится с помощью руля высоты.

Полагая, что возмущения не приводят к большим отклонениям параметров движения от их значений в опорном движении, в качестве математической модели движения были использованы уравнения продольного возмущенного движения. Эти уравнения в рассматриваемом случае представляют собой систему линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами. Для таких систем эквивалентные математические модели можно представить в виде передаточных функций и использовать частотные методы синтеза и анализа САУ.

Задача синтеза состоит в расчете закона отклонения обеспечивающего заданное качество стабилизации.

Система в своей основе имеет автопилот с двумя обратными связями: первая по угловой скорости тангажа, вторая по углу тангажа. Траекторный (третий) контур имеет

обратную связь по высоте. В данной системе определяются требования к сервоприводу, коэффициентам K_{δ} и K_{ω} , выбираются параметры автомата стабилизации высоты.

Расчеты проводились в среде MATLAB с моделированием в системе SIMULINK.

Таким образом, в работе был успешно произведен расчёт лётных и пилотажных характеристик самолёта, были определены параметры сервопривода и измерительных устройств, задействованных в системе управления. Найдены все необходимые данные для построения системы автоматической стабилизации высоты полета с автопилотом тангажа. Подобраны коэффициенты усиления так, чтобы при работе САУ в различных условиях полета, система показала себя работоспособной и удовлетворяющей требованиям устойчивости и управляемости на всем диапазоне расчетных режимов полета при действии различных возмущений и наложении ограничений.

Источники и литература

- 1) Бочкарев А. Ф. и др. «Аэромеханика самолета: динамика полета» – М.: Машиностроение, 1985.
- 2) Гуськов Ю. П., Загайнов Г. И. «Управление полётом самолётов» - М.: Машиностроение, 1980.
- 3) Аэромеханика самолета. Под ред. А.Ф. Бочкарева. -М.: Машиностроение, 1985.
- 4) Динамика полета. Под ред. Г.С. Бюшгенса. -М.: Машиностроение, 2011

Иллюстрации

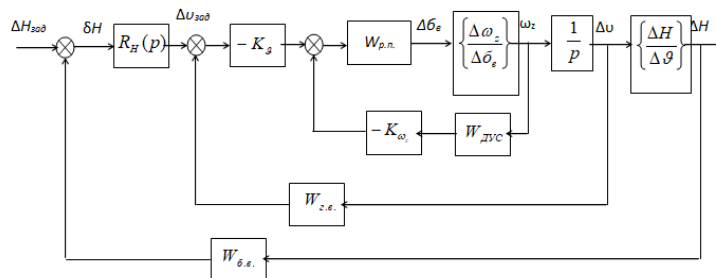


Рис. 1. Структурная схема, используемая для формирования закона отклонения руля высоты