

(границ шимми) передней стойки шасси без учёта и с учётом упругости планера и результаты расчета границ шимми для режима «ориентирование» с учётом температуры окружающей среды при значениях коэффициента демпфирования h , соответствующих нормальной температуре ($+20^{\circ}\text{C}$), повышенной температуре ($+60^{\circ}\text{C}$) и пониженной температуре (-60°C).

Приведены результаты расчётных исследований влияния люфтов в системе механической связи поворотной части на устойчивость движения стойки шасси при различных обжатиях амортизатора стойки. Показаны зависимость угла поворота стойки θ от скорости движения самолёта V при разных значениях момента трения в поворотной части шасси зависимость частоты шимми от скорости V при жёстком и упругом планере.

Приведены результаты расчётных исследований по оптимизации конструктивных параметров тележечной стойки основного шасси средне-дальнего магистрального самолёта имеющей помимо стабилизирующего амортизатора триммер,

включённый в состав системы шлиц-шарнира. Математическая модель системы построена универсальной, позволившей проводить оптимизационные расчёты также классических тележечных стоек со стабилизирующим амортизатором или стоек шасси «шашлычного» типа. Приведены результаты оптимизационных расчётов основных характеристик нагружения стойки в процессе посадочного удара: нагрузок на стойку шасси, нагрузки на фюзеляж, сил в воздушной и гидравлической камерах, обжатия штока амортизатора, перемещения оси подвески тележки и других, а также диапазона оптимальных значений угла установки тележки. Проведены сравнительные расчёты нагруженности стоек шасси для вариантов: четырёхколёсная тележечная стойка со стабилизирующим амортизатором, четырёхколёсная тележечная стойка с триммером при разных начальных углах установки тележки и четырёхколёсная стойка «шашлычного» типа.

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ПРЕДСКАЗАНИЯ ДВИЖЕНИЯ БПЛА ПО ЗАДАННОЙ ТРАЕКТОРИИ

© 2012 Гаркушенко В.И., Аль Битар Надер, Хават Бассель, Альсафадди Лоуренс

Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань

CONTROL ALGORITHMS AND POSITION PREDICTION OF UAVS, WHICH HAVE SPECIFIED TRAJECTORY

© 2012 Garkushenko V.I., Al-Bitar Nader, Hawaat Bassel, Al-Safadi Lawrence

In this paper the guidance problem of unmanned aerial vehicle (UAV) on a desired flight trajectory using GPS is considered. Efficiency of fuzzy guidance algorithm depending on course measurements, and also robust algorithm of guidance without measuring course and using only GPS receiver. The offered stabilization algorithm of UAV takes into account constraints on control signals and state vector elements. Position estimation algorithm of UAV following desired trajectory in the presence of wind is considered using LMI methods.

В работе рассматривается задача наведения беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на заданную траекторию полета в горизонтальной плоскости с использованием GPS. Наряду с известными методами решения данной задачи

управление БПЛА осуществляется с помощью изменения угла крена. Предлагаются два алгоритма наведения БПЛА на траекторию, заданную прямолинейными отрезками, окружностью и др.

В первом алгоритме по измерениям текущего курса БПЛА определяется ошибка по курсу относительно заданной траектории, а также отклонение от нее. Устранение ошибки по курсу осуществляется пропорциональным регулятором с помощью координированного разворота, а отклонения от траектории с помощью нечеткого регулятора. При этом лингвистическими переменными являются отклонение от траектории и управляющий сигнал, которые принимают два значения: «Отрицательно», «Положительно». Они в свою очередь являются нечеткими переменными и изменяются в некотором диапазоне числовых значений. Для выполнения дефазификации используется метод среднего центра.

Во втором алгоритме наведение БПЛА на заданную траекторию и движение по ней осуществляется без использования гироскопа по измерениям от GPS. В этом случае сближение БПЛА с заданной траекторией проводится после выполнения некоторого маневра. Робастное свойство предложенного алгоритма обеспечивает высокую точность воспроизведения заданной траектории, в том числе, при наличии ветровых воздействий.

Движение по заданным траекториям осуществляется с помощью системы стабилизации. Предложены способы синтеза ПИД-регуляторов каналов управления с использованием частотного метода на основе расширенного критерия Найквиста, а также метода пространства состояний с помощью линейных матричных неравенств при учете ограничений на управление, фазовые координаты и ветровые воздействия.

Рассматривается задача оценивания положения БПЛА в земной системе координат, движущегося по заданной траектории, при прерывании сигналов телеметрии. Для повышения точности прогнозных оценок в процессе нормального полета осуществляется косвенная оценка влияния фонового ветра на положение БПЛА в земной системе координат. Определение прогнозных оценок проводится с помощью построения эволюционного эллипсоида на основе метода матричных систем сравнения при наличии возмущений.

Для проверки работоспособности предложенных алгоритмов проведено моделирование нелинейной модели БПЛА с использованием пакета Aerosonde, которое подтвердило их эффективность.

МЕТОДОЛОГИЯ АНАЛИЗА ОГРАНИЧЕНИЙ ДЛЯ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛА.

© 2012 Т.Р.Гафуров, А.Г.Разумов

Научный руководитель: В. Г. Гайнутдинов, профессор техн. наук
(Казанского Национального Исследовательского Технического Университета
им. А.Н.Туполева - КАИ, Казань)

Constraint analysis allows an aircraft designer to make much more intelligent choices about aircraft configuration, engine size, etc. These choices involve choosing a design point, specific values of T_{SL} / W_{TO} and W_{TO} / S from within the solution space which the aircraft concept will be designed to achieve. If the analysis is reasonably accurate, then a design that achieves the specified thrust and wing loading values will meet the design requirements.

Фундаментальная теория, на которой базируется анализ ограничений – это энергетическая теория (кинетическая и потенциальная) самолетов и связана с понятием избыточной мощности (*excess power*) P_s : $P_s = [(T - D) / W] V$, (1)

где вес = $W = Mg$, сила тяги = T , сила сопротивления = D , скорость полета = V .

Избыточная мощность может быть использована на набор высоты dh / dt или ускорение $[V / g] \cdot [dV / dt]$ самолета в отдельности или в комбинации в пределах