

дня в кафедральном компьютерном классе имеется программное обеспечение собственной разработки для проведения лабораторных работ.

На сайте кафедры размещены электронные учебно-методические материалы, разработанные преподавателями кафедры. Среди них, в частности, электронные курсы (конспекты) лекций «Динамика полёта самолёта. Расчёт траекторий и лётных характеристик», «Динамика полёта самолёта. Устойчивость и управляемость продольного движения», электронное учебное пособие «Расчёт лётных характеристик, продольной устойчивости и управляемости дозвукового самолёта», используемое в курсовом и дипломном проектировании. В пособии изложена методика расчёта основных лётных характеристик, характеристик продольной устойчивости и управляемости. Приведён необходимый аналитический, числовой и графический материал. Учебное пособие позволяет студентам самостоятельно проводить исследования по влиянию параметров самолёта на его лётно-технические характеристики, продольную устойчивость и управляемость.

На кафедре также имеются учебные пособия, в которых рассматриваются вопросы расчёта характеристик боковой устойчивости и управляемости самолёта, расчёта основных лётных характеристик и характеристик продольной устойчивости и управляемости сверхзвуковых самолётов.

Для проведения текущих и промежуточных аттестаций студентов используются разработанные преподавателями кафедры программно-дидактические тесты.

К настоящему времени в соответствии с федеральными государственными образовательными

стандартами (ФГОС) разработаны новые рабочие программы по дисциплине «Динамика полёта» для подготовки специалистов по специальности 160100 Самолето- и вертолетостроение, по дисциплине «Динамика полёта» для подготовки бакалавров по направлению подготовки 162300.62 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей, по дисциплинам (по выбору) «Основы аэродинамики и динамики полёта» и «Основы теории полёта самолёта» для подготовки бакалавров по направлению подготовки 162500.62 Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов.

На данные дисциплины опирается изучение дисциплин «Концептуальное проектирование самолётов» и «Системы приборного оборудования» специальности 160100, «Безопасность полётов и сохранение лётной годности» направления подготовки 162300.62, «Системы автоматического управления» направления подготовки 162500.62.

Знания, полученные при изучении динамики полёта самолёта, будут использоваться при дипломном проектировании специалистов и выполнении выпускной квалификационной работы бакалавра.

Дальнейшее совершенствование подготовки специалистов отрасли в области динамики полёта самолёта предполагает, в частности, развитие совместно с кафедрой аэрогидродинамики и с кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов системы автоматизированного расчёта основных лётных характеристик и характеристик продольной устойчивости и управляемости для использования в дипломном проектировании.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ СТУПЕНЕЙ САМОЛЁТНОГО ТИПА АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

©2012 Балакин В.Л., Баяндина Т.А., Кочян А.Г., Лазарев Ю.Н., Потапов В.И.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет), Самара

The motion in atmosphere of aircraft-type stages in aircraft-space systems is considered. Results of investigating trajectories and control programs are given.

Авиационно-космические системы (АКС) предназначены для решения различных задач гражданского и военного характера. Первая ступень АКС обеспечивает старт второй ступени для вывода полезной нагрузки на околоземную орбиту.

На кафедре динамики полёта и систем управления в рамках научного направления «Управление траекториями движения сверхзвуковых, гиперзвуковых и аэрокосмических летательных аппаратов», начиная с начала 1990-х годов проводятся исследования траекторий, программ управления и алгоритмов терминального управления ступеней АКС при движении в атмосфере.

В проекте многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС-ОС, Россия) в качестве первой ступени используется дозвуковой самолёт-носитель (СН) Ан-225. Вторая ступень должна состоять из орбитального самолёта (ОС), выводимого на околоземную орбиту, и внешнего топливного бака. Для ОС возможны суборбитальные траектории движения при нештатном прекращении выведения второй ступени на орбиту. Для АКС МАКС-ОС целью управления по суборбитальной траектории является приведение орбитального самолёта из заданного начального состояния к началу участка предпосадочного маневрирования. Управление движением ОС в атмосфере осуществляется по каналам угла атаки, скоростного угла крена и силы тяги двигательной установки (ДУ), значение которой определяется секундным расходом топлива. Имеются ограничения на конечные значения фазовых координат, а именно: ограничения на величину отклонений земной скорости и угла наклона траектории от требуемых значений в момент достижения заданной конечной высоты. Учитываются ограничения на максимальную высоту после возможного

отражения ОС от плотных слоёв атмосферы, на максимально допустимое значение удельного теплового потока, определяющего температуру его поверхности, и на максимально допустимое значение нормальной перегрузки, обуславливающей перегрузку на его конструкцию. Для известного начального состояния ОС требуется определить для заданного критерия оптимальное управление движением по суборбитальной траектории по каналам угла атаки, угла скоростного крена и секундного расхода топлива с учётом ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения. Моделирование нештатной ситуации проведено для начальных условий, соответствующих различным моментам времени прекращения процесса выведения второй ступени. Программа управления углом атаки на большей части траектории движения в атмосфере реализует максимальное значение аэродинамического качества ОС. Скоростной угол крена имеет наибольшее (по модулю) значение в районе первого рикошета ОС, что обеспечивает максимальную боковую дальность спуска. Программа управления секундным расходом топлива использует весь запас топлива на борту ОС, поскольку в конце движения расход равен нулю. Введение третьего канала управления секундным расходом топлива существенно расширяет зону возможной посадки ОС за счёт увеличения продольной и боковой дальностей спуска.

Большая начальная энергия может быть придана второй ракетной ступени, стартующей со сверхзвукового СН. Для вывода на околоземные орбиты микроспутников, миниспутников и наноспутников в качестве СН могут быть использованы существующие сверхзвуковые самолёты-истребители типа МиГ-31 (Россия), F-14 и F-15 (США),

Rafale (Франция). Отличительной особенностью сверхзвукового СН является ненулевой (положительный) угол наклона траектории в конце участка его движения в качестве первой ступени АКС. В качестве базового варианта первой ступени АКС рассматривался аналог самолёта МиГ-31. При исследовании движения СН выделены два участка: активный (с работающей ДУ и силой тяги) и пассивный (с выключенной ДУ и отсутствием силы тяги). На активном участке аппарат из режима горизонтального полёта с максимальной скоростью начинает криволинейный набор высоты. Управляющим параметром является нормальная скоростная перегрузка. Активный участок продолжается до тех пор, пока не будет достигнута предельная высота работы ДУ. После выключения ДУ наступает пассивный участок, на котором движение аппарата определяется программой управления коэффициентом аэродинамической подъёмной силы от времени. Ступенчатая программа управления имеет два значения коэффициента подъёмной силы, первый из которых соответствует окончанию активного участка движения, а второй равен нулю. Первое значение способствует увеличению конечной высоты полёта, а второе – сохранению скорости на пассивном участке за счёт минимизации силы сопротивления. Изменение времени переключения при заданном конечном угле наклона траектории позволяет обеспечить широкий диапазон конечной высоты и конечной скорости движения СН при старте второй ступени.

Для увеличения конечной высоты и скорости полёта по сравнению с

имеющимися сверхзвуковыми самолётами-истребителями возможно создание специальной первой ступени. Результаты расчётов движения аппарата MPV (аппарат с охлаждаемыми двигателями по проекту RASCAL - доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) со ступенчатой программой угла атаки показали возможность достижения при конечном угле наклона траектории 20° высоты 63 км и скорости 680 м/с, которые необходимы для запуска второй ракетной ступени.

В настоящее время в ведущих аэрокосмических странах разрабатываются и реализуются проекты гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения. В качестве первой ступени АКС рассматриваются гиперзвуковые самолёты-разгонщики (ГСР), наиболее реальные из которых будут иметь максимальную скорость, соответствующую числу Маха, равному 6, и максимальную высоту полёта порядка 30 км. Рассмотрен ГСР с ракетно-турбинным пароводородным двигателем. Предложена приближённо-оптимальная ступенчатая программа управления углом атаки от времени, параметры которой обеспечивают выполнение конечных условий движения при минимальных затратах топлива. При небольших конечных углах наклона траектории (до 3°) имеются рикошеты, скорость возрастает монотонно и выполняется ограничение по скоростному напору. При больших конечным углах наклона траектории (свыше 7°) рикошеты становятся более глубокими и может быть нарушено ограничение по скоростному напору.

СИНТЕЗ ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТВЕРДОТОПЛИВНЫМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

©2012 Балакин В.Л., Дорошин А.В., Крикунов М.М.

ФГБОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имена академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)», Самара