

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ПО ЗАДАННОЙ ТРАЕКТОРИИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ЛА-ГТД

Ткаченко А.Ю., Кузьмичёв В.С.

Самарский государственный аэрокосмический университет

### SIMULATION OF AIRCRAFT FLIGHT ALONG THE GIVEN TRAJECTORY IN SOLVING AIRCRAFT-GTE SYSTEM OPTIMIZATION TASKS

*Tkachenko A.Y., Kuzmichev V.S. A method of simulation of aircraft flight along the given trajectory which makes possible to explore the influence of working process parameters and engine management selection is described.*

Особенность разработанной математической модели заключается в том, что она позволяет исследовать влияние выбора параметров рабочего процесса двигателя и управления им в процессе полета на совокупность критериев эффективности ЛА.

От выбора параметров рабочего процесса и способа управления силовой установкой зависит характер изменения параметров движения ЛА в процессе полета, время полета, потребный запас топлива на полет и, в конечном итоге, значения критериев, характеризующих эффективность эксплуатации ЛА при выполнении конкретной задачи. Вследствие этого актуальной задачей является разработка усовершенствованного метода расчета полета ЛА, позволяющего более точно оценивать критерии эффективности ЛА и исследовать влияние на них параметров рабочего процесса и функции управления ГТД.

Одним из методов, позволяющих учесть данные факторы, является определение критериев эффективности ЛА по результатам решения системы дифференциальных уравнений, описывающей динамику полета.

Исходной информацией для моделирования полета является:

- значения параметров рабочего процесса ГТД на расчетном режиме его работы;
- характеристики узлов ГТД, заданные в относительном виде;
- закон и программа управления ГТД;
- взлетная масса летательного аппарата;
- аэродинамические и геометрические характеристики планера;

- программы набора высоты и снижения;

- высота крейсерского участка полета.

Результатами моделирования полета являются функции изменения параметров ЛА по траектории, время полета, расход топлива за полет, значения критериев эффективности ЛА.

Необходимо учитывать тот факт, что полет ЛА чаще всего является многоэтапным процессом, основными этапами которого являются: взлет; набор высоты; крейсерский полет; снижение; ожидание; предпосадочное маневрирование; посадка.

На этапах взлета и посадки, ожидания и предпосадочного маневрирования режимы работы двигателей определяются требованиями безопасности, эксплуатационными требованиями, в соответствии с которыми работа двигателей чаще всего осуществляется на предельных режимах.

На этапах набора высоты и снижения режимы работы двигателей также регламентированы, но при изменении высоты полета параметры двигателей не сохраняются постоянными, а изменяются в соответствии с выбранным законом управления и изменением внешних условий.

На крейсерском участке полета режим работы двигателей может изменяться в широких пределах и устанавливается из условия обеспечения горизонтального полета со скоростью, значение которой задается или оптимизируется.

Поскольку полет ЛА на различных этапах описывается разными условиями, то его моделирование осуществляется путем

последовательного моделирования каждого этапа. При этом значения параметров состояния ЛА в конце очередного этапа являются начальными условиями для моделирования следующего.

В случае моделирования полета дозвукового пассажирского или транспортного самолета последовательно рассчитываются этапы набора высоты, крейсерского полета и снижения.

Расчет этапа набора высоты производится до момента достижения летательным аппаратом высоты крейсерского участка, при этом параметры регулирования двигателей, определяемые углом установки рычага управления двигателями, соответствуют номинальному режиму, а угол атаки определяется условием обеспечения заданного изменения скорости по высоте полета. Траектория полета в этом случае зависит от изменения тяги двигателей по высоте, то есть от закона управления ГТД.

Расчет крейсерского участка начинается от точки окончания набора высоты и до рубежа снижения. Угол установки рычага управления двигателями может задаваться в зависимости от текущей массы самолета или определяться из условия обеспечения заданного изменения скорости полета по траектории. Угол атаки в каждой точке подбирается из условия обеспечения горизонтального полета на заданной высоте. По мере выработки топлива и снижении массы летательного аппарата, может потребоваться расчет режима набора высоты для достижения более высокого эшелона и продолжение расчета крейсерского режима полета на новой высоте.

Расчет участка снижения выполняется аналогично расчету набора высоты, за исключением того, что угол установки рычага управления двигателями должен соответствовать режиму малого газа.

Полет ЛА описывается дифференциальными уравнениями движения центра масс, траекторного движения и изменения массы в результате выработки топлива. При

расчете траектории летательных аппаратов со скоростями до 1000 м/с, кориолисову силу и центростремительную силу, связанные с кривизной поверхности Земли, обычно не учитывают. Преобразованная система дифференциальных уравнений описывает зависимость изменения во времени скорости и ускорения движения, координат положения и массы ЛА в зависимости от параметров и характеристик планера и силовой установки.

Поставленная задача представляет собой задачу Коши для системы дифференциальных уравнений первого порядка.

Для построения алгоритма решения подобных задач с помощью ЭВМ разработаны различные численные методы. В численных методах решения системы дифференциальных уравнений область непрерывного изменения фазовой переменной заменяется совокупностью конечного числа точек. Кроме того, система дифференциальных уравнений заменяется дискретным аналогом — системой алгебраических уравнений, решая которую можно последовательно в каждом узле сетки определить значения искомых функций.

К настоящему времени разработано большое количество различных методов решения систем дифференциальных уравнений (Эйлера, Хьюна, Рунге-Кутты, Адамса, их модификации и т.д.). Для моделирования участка крейсерского полета целесообразно использовать метод Эйлера, поскольку на этом участке изменение параметров ЛА вследствие выработки топлива имеет характер близкий к линейному, то есть производные функций состояния практически постоянны. При моделировании участков набора высоты и снижения, внешние условия, скорость полета, угол траектории, тяга двигателей меняются весьма существенно, и достоверные результаты можно получить либо неявными методами, либо явными, но при достаточно мелком шаге разбиения траектории.