

Обидин Н.И.

МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА С УЧЕТОМ СДВИГА ВЕТРА

Разработка и совершенствование рекомендаций экипажу, направленных на повышение безопасности полёта в условиях сложных метеоусловий, особенно сдвиг ветра (СВ), по результатам математического моделирования движения летательного аппарата (ЛА) на различных этапах полета является актуальной задачей, направленной на решение проблемы снижения влияния метеоусловий на безопасность полетов.

В последние годы основное развитие получили методы исследования полета ЛА в сложных метеоусловиях и при отказах авиационной техники с помощью моделирования на ЭВМ и на пилотажных стендах. Главная трудность в этом вопросе заключается в достоверном задании аэродинамических характеристик самолета и внешних метеоусловий (в частности, СВ), что очень часто не позволяет добиться удовлетворительного совпадения расчетов с результатами испытаний [1,2].

Результаты, получаемые в процессе моделирования полета ЛА, можно разделить на две основные категории: объективные оценки, получаемые той или иной формализованной процедурой обработки эксперимента, и субъективные оценки, формулируемые пилотом. Необходимо отметить, что моделирование динамики полета самолета на ЭВМ имеет своей основной задачей, как правило, получение объективных оценок, а главной задачей моделирования движения самолета на пилотажных стендах можно считать получение субъективных оценок, даваемых пилотом или оператором [3].

Следует отметить, что отказы, внешние возмущения, сдвиг ветра или ошибки пилотирования на различных этапах посадки ЛА могут сделать невозможным благополучное завершение самого полета при проведении летных испытаний. Если самолет заходит на посадку в условиях сдвига ветра, вызванного микровзрывами, то в момент входа в вихревые кольца подъемная сила самолета увеличивается и самолет уходит вверх относительно глиссады. Летчик, пытаясь удержать самолёт на глиссаде, уменьшает его подъемную силу. Однако, пройдя вихревое кольцо, самолет попадает в нисходящий поток, где ему подъемной силы недостаточно, и он уходит под глиссаду, что может привести к столкновению с землей. Следовательно, при математическом моделировании динамики движения ЛА целесообразно более реалистично и полно моделировать этапы захода на посадку, движения по глиссаде и на других этапах посадки с учетом не только

факторов внешней среды, но и возможностей реального управления ЛА, в том числе с отказами функциональных систем во всех каналах.

Математическую модель полета будем рассматривать как динамический аналог ЛА с учетом изменения его аэродинамических характеристик и накладываемых ограничений [4].

Задача определения требуемых значений отклонения органов управления летчиком или системой автоматического управления, обеспечивающих безопасное завершение полета при сдвиге ветра, выдерживании заданных параметров полета и накладываемых эксплуатационных ограничениях, сводится к решению задачи оптимального управления.

Следовательно, необходимо найти такое управление $\vec{u}(t)$ системы «самолет – система автоматического управления – сдвиг ветра», функциональные возможности и функционирование которой описывается векторным дифференциальным уравнением:

$$\vec{F}(\vec{x}, \dot{\vec{x}}, \vec{w}, \vec{u}, \vec{c}, t) = 0.$$

Здесь \vec{x} – фазовые координаты ЛА, т.е. векторы линейных и угловых координат, а также переменные, которые можно рассматривать как координаты; $\vec{w}(t)$ – вектор воздушных возмущений; $\vec{u}(t)$ – управляющие функции, т.е. вектор функциональных зависимостей (параметров) ЛА; $\vec{c}(t)$ – вектор параметров ЛА, которые характеризуют его свойства; t – время полета.

На фазовые координаты и управления накладываются ограничения:

$$\vec{f}(\vec{x}, \vec{u}, \vec{c}, t) \leq 0,$$

которые обеспечивают максимум критерию безопасности полетов (целевой функции):

$$\Phi = \Phi(\vec{x}, \vec{u}, \vec{c}, t, t_0, t_1).$$

Критерий оптимальности может определяться не только фазовыми координатами и управлением в каждый момент времени, но и интегралом по времени в пределах от t_0 до t_1 .

Летательный аппарат представляется как объект управления, который имеет несколько блоков, имеющих свои вход и выход, свои реализующие алгоритмы, отражающие его работу (рис. 1).

Решение задачи перехода с режима автоматического захода на посадку на режим автоматического ухода на второй круг, либо задачи перехода с режима автоматического захода на посадку на режим штурвального управления может иметь переменную структуру. С учетом этого и требования удовлетворения накладываемым ограничениям решение задачи оптимального управления существенно усложняется.

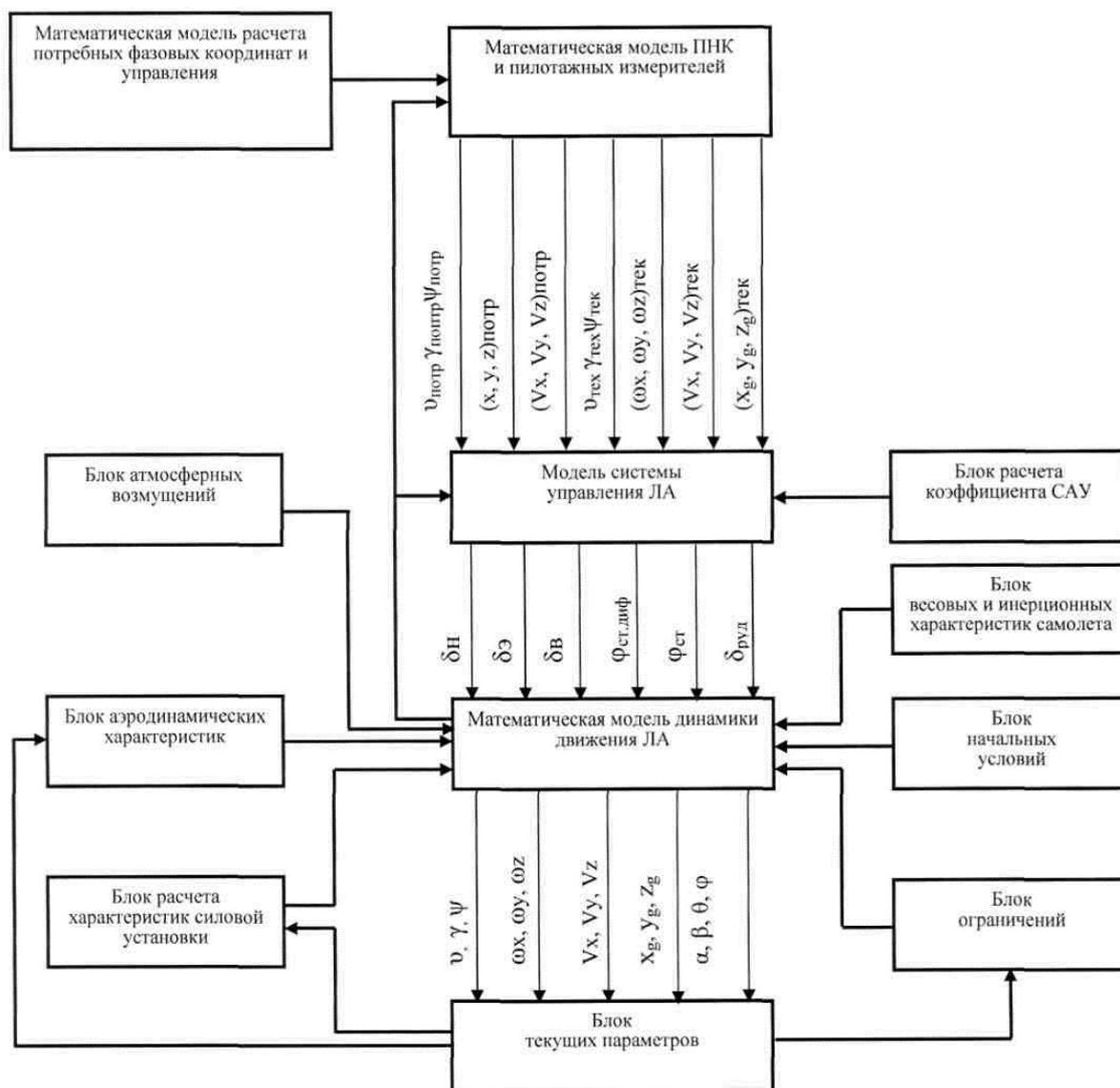


Рис. 1. Математическая модель динамики движения самолета

Предлагаемая модель динамики движения самолета на различных этапах полета позволит моделировать протекающий процесс при заходе ЛА на посадку и посадке с учетом внешних возмущений.

Библиографический список

1. Корнеев В. А., Меликян А. А., Титовский И. Н. Стабилизация глиссады самолета при ветровых возмущениях в минимаксной постановке // Изв. АН СССР. ТК. 1985. N 3. С. 132-139.
2. Кузьмин В. П., Ярошевский В. А. Оценка предельных отклонений параметров траекторий самолета при автоматической посадке // Уч. зап. ЦАГИ, 1984. Т. 15, N 2. С. 43-56.
3. Обрубов А.Г. Динамика полета в условиях сдвига ветра / А.Г. Обрубов, В.Е. Грязин // Труды ЦАГИ. – 1983. – вып. 2163. – 24 с.
4. Статистическая динамика и оптимизация управления летательным аппаратом. А.А. Лебедев, В.Т. Бобронников, М.Н. Красильщиков, В.В. Малышев. Москва, «Машиностроение». 1985. – 280 с.