

Эргатические системы управления

УДК 681.513

В.В. Павлов, Е.А. Копытова

ТЕХНОЛОГИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ КОНФИГУРАЦИЕЙ КРЫЛА

Рассмотрен метод построения и применения компьютерной модели движения летательного аппарата по заданной траектории полета в программе MATLAB с использованием быстродействующей аэродинамической схемы изменения профиля крыла, для компенсации действия ветровых возмущений и повышения качества выдерживания высоты полета.

Введение

В настоящее время в гражданской авиации конфликтные ситуации между летательными аппаратами (ЛА) разрешаются в вертикальной плоскости. Для этого была создана бортовая система предотвращения столкновений (БСПС) воздушных судов, которая соответствует всем нормативным требованиям и обеспечивает требуемый уровень безопасности полетов. Соответственно БСПС выдает сигнал уклонения о наборе и снижении высоты полета только в вертикальной плоскости. Время, регламентированное стандартами ИКАО (Международная организация гражданской авиации) на расхождение ЛА, обоснованно. Учитывается задержка реакции пилота, время на отработку заданного сигнала, задержка на снижение действия возмущенной атмосферы на траекторию полета воздушного судна (ВС) и т.д. Следовательно, исключение или снижение действия одного из параметров может сократить время на расхождение ВС в конфликтной ситуации.

Как известно, качество выдерживания высоты полета в возмущенной атмосфере и точность отработки ЛА заданной высоты полета в конфликтной ситуации является одной из важнейших задач систем управления. Вопросами определения, измерения и парирования действия внешней среды на безопасность полетов заняты многие научные центры и предприятия авиационной промышленности. Проводились работы по выявлению и анализу действия возмущенной атмосферы на управление воздушным движением ЛА [1, 2]. Анализ литературы показал, что для снижения действия вертикальных порывов ветра применяют активный и пассивный методы [3]. К пассивному методу относят изменение аэродинамических и геометрических характеристик крыла. К активному методу относят автоматические системы, управляющие подъемной силой с помощью отклонения руля высоты и управляющие непосредственным изменением подъемной силой крыла с помощью отклонения закрылков или других управляющих поверхностей или устройств [4]. Это стало толчком для создания технологии CCV (Control Configured Vehicle или ЛА с

конфигурацией, определяемой системой управления), которую используют на таких воздушных судах, как ИЛ-96-300 и А-320 [5]. В литературе нет упоминаний об анализе систем автоматического управления, которые синхронизируют работу контуров управления высотой полета с помощью отклонения руля высоты и механизации крыла. Обойден стороной и вопрос применения комбинаций изменения конфигурации профиля крыла вместо использования одного только закрылка [6] или синхронного отклонения элеронов.

Цель наших исследований – повышение качества выдерживания заданной высоты полета и сокращение времени на расхождение ЛА в конфликтной ситуации.

Материалы и методы. Моделирование осуществляется в среде MATLAB в пакете Simulink. При построении модели движения ЛА рассматривалась ситуация разведения воздушных судов в конфликтной ситуации с действием возмущенной атмосферы на полет маневрирующих ВС. Исследования проводились с применением теории инвариантности, предложенной А.Г. Шевелевым. Модель позволяет парировать действие ветровых порывов путем добавления к основному контуру управления высотой полета, управляющему отклонением руля высоты, дополнительного контура непосредственного управления подъемной силой, который управляет отклонением закрылка в режиме органов управления [6]. Рассмотрим аэродинамические силы и моменты крыла Clark Y [7] в схеме распределенного управления изменением профиля крыла. Действие порывов ветра парируется активным методом — применением быстродействующего контура управления гибким изменением подъемной силы крыла. Следует отметить, что отклонение закрылка требует дополнительных затрат энергии, а увеличение изгиба профиля крыла влечет за собой увеличение лобового сопротивления, которое изменяет скорость полета ВС, и создание «вредного» момента тангажа. Как результат, в гражданской авиации отдают предпочтение компенсации действия ветрового возмущения «медленным» каналом управления высотой полета с помощью отклонения руля высоты. Время на выполнение маневра расхождения от БСПС рассчитывают с учетом времени на медленную отработку команды маневра уклонения. Для оценки качества полученных результатов был использован метод среднеквадратического отклонения выходного сигнала от заданной величины.

Результаты исследования. Построена компьютерная модель движения ЛА по контуру управления высотой полета, включающая основной контур управления высотой полета с помощью отклонения руля высоты и дополнительный быстродействующий контур управления высотой полета с помощью непосредственного управления изменением подъемной силой крыла путем изменения аэродинамической схемы крыла. Дополнительный контур управления высотой полета разгружает основной с помощью дополнения к нему обратной связи. На вход дополнительного контура подается сигнал о величине действия ветрового возмущения, который должен быть качественно и быстро отработан каналом управления высотой полета.

Рассмотрим предложенную В.А. Боднером схему управления каналом управления высотой полета, к которой добавляем возмущающее воздействие в двух точках и схему компенсации возмущенной атмосферы (рис. 1), предложенную А.Г. Шевелевым, с добавлением дополнительного контура управления изменением профиля крыла. К схеме управления высотой полета добавим блок энергетической оптимизации (БЭО). Блок, который на вход дополнительного контура управления подъемной силой, подает сигнал об измеренной величине действия порыва ветра, отслеживает высоту и скорость полета, угол атаки крыла. Блок минимизации, включенный в БЭО, вычисляет значение гибкого перераспределения сигналов управления частными компонентами сложной аэродинамической схемы крыла. Обратная связь в дополнительном контуре управления высотой полета позволяет проследить за эффективностью отклонения частей механизации крыла и, в случае быстрого изменения величины заданного значения высоты полета, скорректировать либо перераспределить сигналы управления отклонений выбранных частей механизации крыла. С помощью предложенной модели на рис. 2 можно проследить, как обрабатывается сигнал измеренного значения порыва ветра в канале управления высотой полета с помощью отклонения руля высоты и в дополнительном контуре управления высотой полета с помощью гибкого перераспределения весовых коэффициентов, которые и определяют меру отклонения каждой из частей механизации крыла.

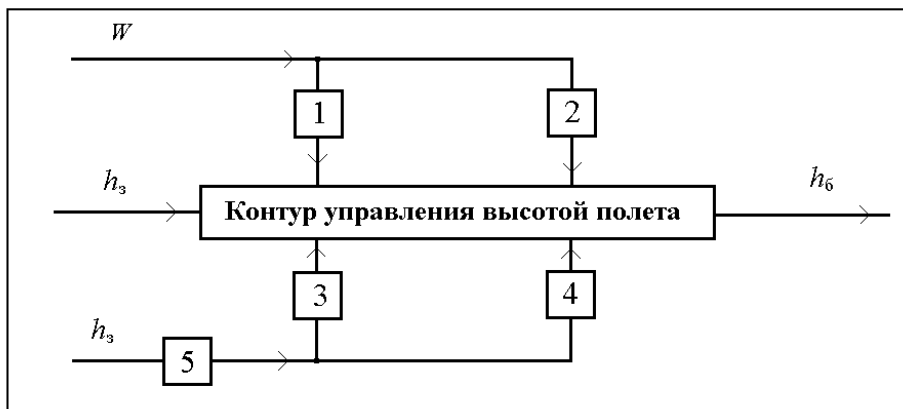
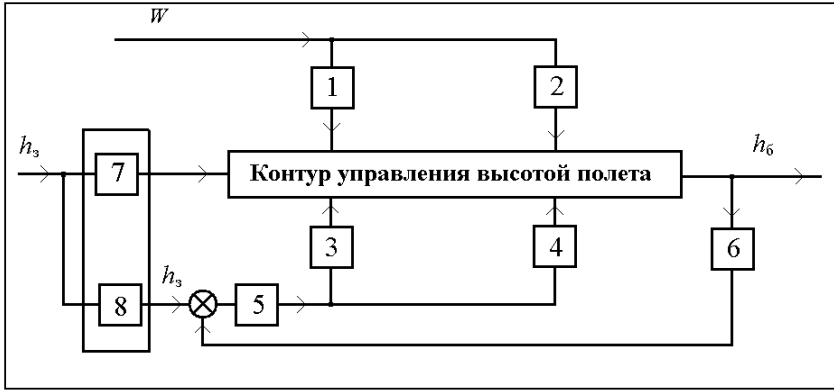
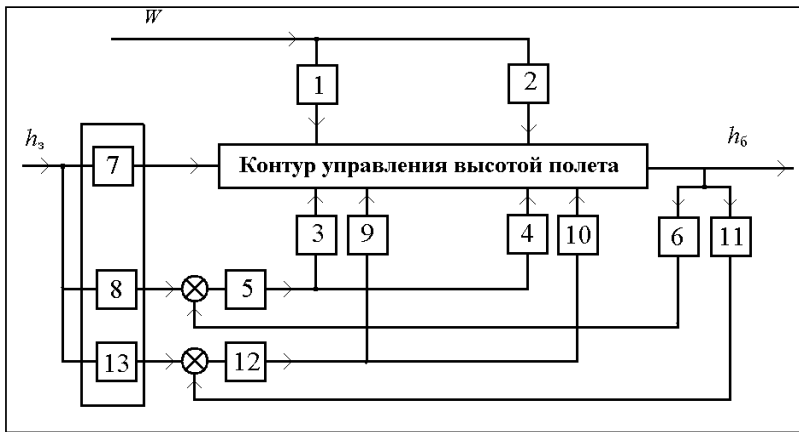


Рис. 1. Схема распределенной компенсации действия ветрового возмущения по каналу управления высотой полета

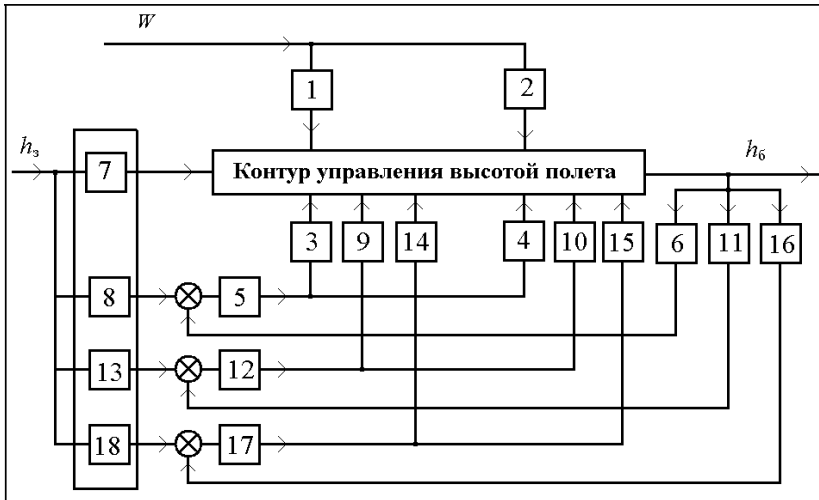
Предложенный способ компенсации действия ветрового возмущения на конструкцию ЛА состоит в том, что генерируется сигнал измеренного действия ветрового возмущения. В контур управления высотой полета поступает сгенерированный сигнал значения действия возмущенной атмосферы с обратным знаком, который подается системой автоматического управления или командами пилота, для уменьшения динамических нагрузок на конструкцию ВС [8]. Для увеличения быстродействия системы значение ошибки, которое получают вычитанием значения действия ветрового возмущения и значения генерируемого сигнала компенсации в основном контуре управления высотой полета с помощью отклонения руля высоты, корректируют введением дополнительного контура управления высотой полета с помощью отклонения механизации крыла. Дополнительный контур



a



б



в

Рис. 2. Схема управления высотой полета с компонентами распределенной компенсации, обрабатывающими измеренное значение действия ветрового возмущения с помощью отклонения механизации крыла: *a* — закрылок; *б* — предкрылок; *в* — щели

применяет все средства сложной многокомпонентной аэродинамической схемы крыла, используя отклонения разных частей механизации крыла и их комбинаций. Заданная величина отклонения высоты полета ЛА подается на вход дополнительного контура. Далее сигнал подается в блок минимизации, который гибко перераспределяет весовые коэффициенты средств изменения профиля крыла. Задача блока состоит в обеспечении самонастройки системы изменения аэродинамической схемы на оптимальный режим работы с минимальными затратами энергии и высоким качеством отработки заданного значения высоты полета. На исполнительные механизмы выбранных компонентов аэродинамической схемы крыла подаются команды управления на отклонения соответствующих частей механизации крыла. Из проведенного расчета комбинаций изменения конфигураций крыла можно сделать вывод, что изменение ширины щелей крыла приводит к повышению градиента подъемной силы крыла без существенного изменения градиента лобового сопротивления и момента тангажа. Потери энергии, которые затрачиваются на изменение конфигурации крыла, противопоставляются качеству выполнения маневра уклонения в возмущенной атмосфере и выдерживания высоты полета [9].

Применение композиционного управления высотой полета позволит синхронизировать работу основного контура управления высотой полета ЛА с помощью руля высоты и дополнительного контура управления подъемной силой крыла с помощью подвижных элементов механизации крыла благодаря введению весовых коэффициентов в систему многокомпонентного управления высотой полета [10]. Экспертная оценка дает возможность правильно распорядиться изменением профиля крыла в конфликтной ситуации и разгрузить основной канал управления высотой полета. Распределение аэродинамических сил и моментов крыла позволит компенсировать действие порывов ветра, а распределенная многокомпонентная архитектура такой системы управления (рис. 3) — осуществить адаптивное управление динамической системой для повышения качества отработки заданной траектории полета с возможностью включения только аэродинамической схемы крыла. Потери энергии на изменение конфигурации крыла противопоставляются качеству выполнения маневра уклонения в возмущенной атмосфере.

$$H = \gamma \times H_0 + \gamma_1 \times H_1 + \gamma_2 \times H_2 + \dots + \gamma_i \times H_i,$$

где H — результирующая высота; γ — весовые коэффициенты, которые в сумме равны 1; H_0 — высота базового контура; H_1, H_2, H_i — высота, которую обрабатывают разные виды механизации крыла.

Из графика видно, что площадь отклонения по контуру управления рулем высоты и механизацией крыла равны 16,7 и 1,88 соответственно, т.е. меньше в 8,9 раза.

Моделированием показано, что применение композиционной схемы управления высотой полета (рис. 4, 5) позволяет улучшить качество выдерживания высоты полета (рис. 6), парируя действие порыва ветра.

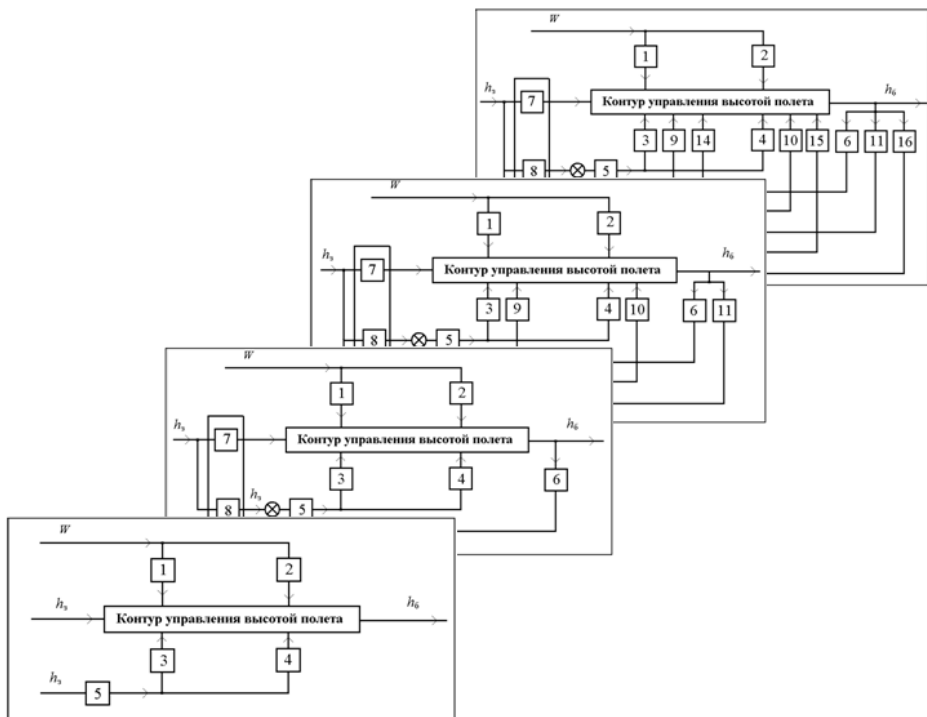


Рис.3. Схема композиционного управления конфигурацией крыла

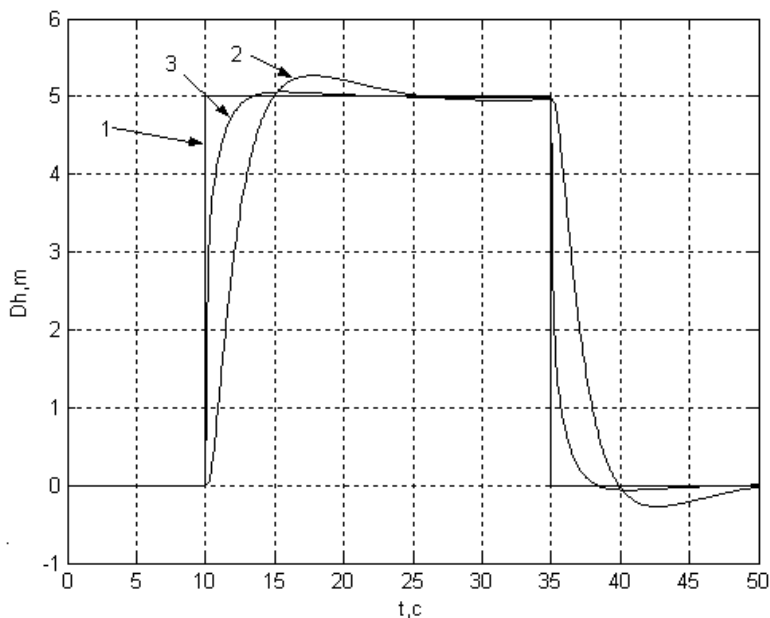


Рис. 4. График отработки заданного сигнала: 1 — заданный сигнал, 2 — отработка заданного сигнала изменения высоты полета каналом управления рулем высоты, 3 — каналом управления механизацией крыла

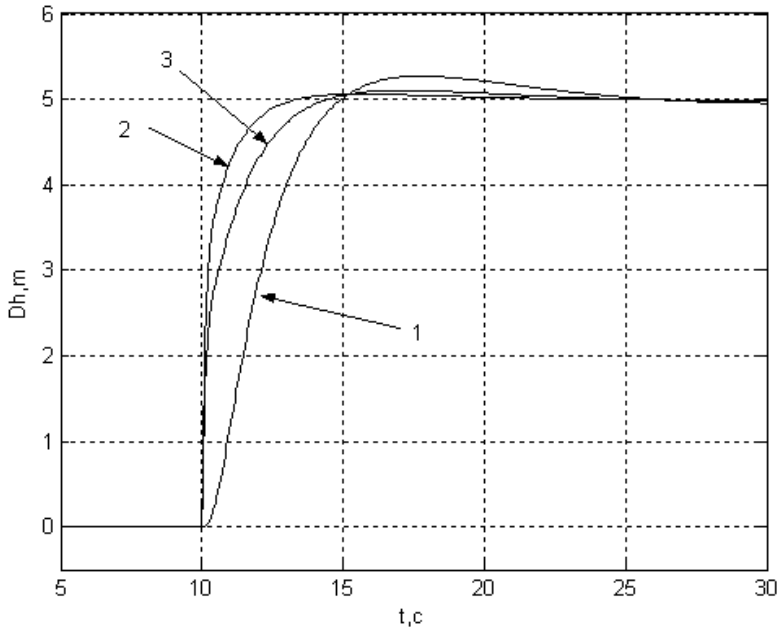


Рис. 5. Отработка заданного значения изменения высоты полета:
 1 — контуром управления рулем высоты; 2 — контуром управления механизацией крыла; 3 — композиционной схемой управления

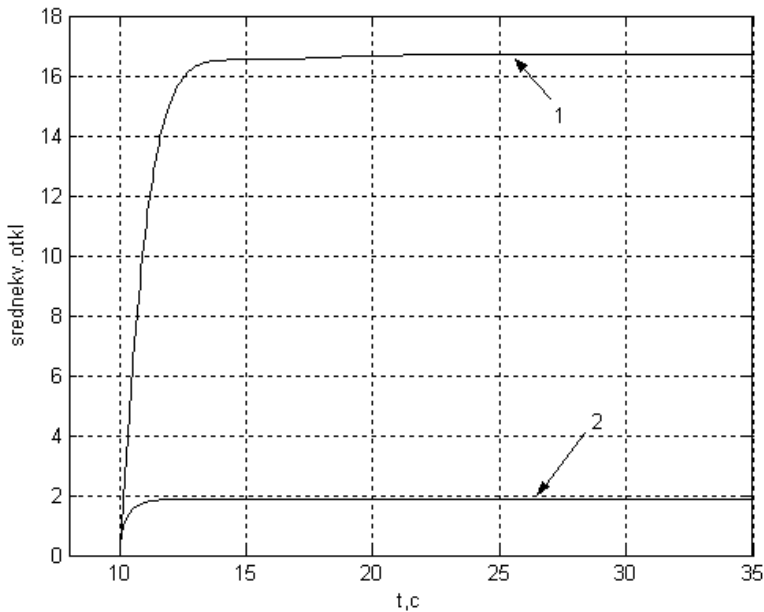


Рис. 6. Среднеквадратическое отклонение от заданного значения каналом управления высотой полета с помощью: 1 — руля высоты; 2 — механизации крыла

Композиционное управление высотой полета ЛА позволит *синхронизировать* работу руля высоты и механизации крыла для своевременной отработки маневра уклонения в конфликтной ситуации и парировать действие ветровых порывов. Это сокращает время на расхождение ЛА в конфликтной ситуации, увеличив уровень безопасности

полета, улучшает комфорт пассажиров, сведя к минимуму действие возмущенной атмосферы, и разгружает основной канал управления высотой полета.

Выводы. Разработанная технология композиционного управления синхронизирует работу как основного контура управления высотой полета, так и дополнительного контура непосредственного изменения подъемной силы крыла, позволяет повысить качество отработки заданной траектории полета. Сокращение времени на компенсацию действия возмущенной атмосферы при расхождении ЛА в конфликтной ситуации, базирующееся на распределенном создании сил и моментов аэродинамической схемы профиля крыла, повысит уровень безопасности полета.

1. *Бабак В.П., Харченко В.П., Максимов В.О.* Безпека авіації. — К.: Техніка, 2004. — 584 с.
2. *Мхитарян А.М.* Динамика полета. — М.: Машиностроение, 1978. — 424 с.
3. *Доброленский Ю.П.* Динамика полета в неспокойной атмосфере. — М.: Машиностроение, 1969. — 258 с.
4. *Каргопольцев В.А.* Новые технологии в авиационной — основа прогресса в авиации. — http://eboonal.do.am/news/novyte_tekhnologii_v_aviastroenii_osnova_progressa_v_aviacii/2010-06-15-350.
5. *Живов Ю.Г.* Активные системы управления. — <http://binolet.ru/aviastory/622-aktivnye-sistemy-upravlenija-binolet.html>.
6. *Шевелев А.Г.* Исследование систем стабилизации самолета: Дис... канд. техн. наук. — К.: КИИГА, 1961. — 206 с.
7. *Weick F.E., Shortal J.A.* The Effect of Multiple Fixed Slots and Traiking-Edge Flap on the Lift and Drag of a Clark Y Airfoil: N.A.C.A., Report № 427. — 1930. — P. 531–536.
8. European Patent EP 1814006 A1 Minimizing dynamic structural of an aircraft, applicant: AIRBUS France, inventors: Wildschek, Andreas; Maier, Rudolf, Dr; Hoffmann, Falk; Jeanneau, Matthieu; Aversa, Nicky. — Date of publication: 01.08.2007. Bulletin 2007/31.
9. *Павлов В.В., Копытова Е.А.* Распределенная схема компенсации возмущения динамических систем // Кибернетика и вычислительная техника. — 2011. — № 167. — С. 3–14.
10. Технические эргатические системы / В.В. Павлов, А.Н. Воронин, В.Н. Голего и др. — К.: Вища школа, 1977. — 344 с.

Международный научно-учебный центр
информационных технологий и систем
НАН Украины и Министерства образования
и науки, молодежи и спорта Украины, Киев

Получено 03.04.2012