

# Эргатические системы управления

УДК 681.513

**В.В. Павлов, Е.А. Копытова**

## **РАСПРЕДЕЛЕННАЯ СХЕМА КОМПЕНСАЦИИ ВОЗМУЩЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Рассматривается вопрос построения и моделирования схемы распределенного управления пространственным движением воздушного судна, которая компенсирует действие ветровых возмущений при выполнении маневра уклонения в конфликтной ситуации с использованием системы предотвращения столкновений самолетов. Схема включает как распределенную схему ветровых возмущений, так и распределенную схему аэродинамических сил и средств управления конфигурацией крыла.

### **Введение**

В настоящее время остается актуальной проблема уменьшения действия погодных условий на полет летательного аппарата (ЛА), которые увеличивают количество конфликтных ситуаций в полете. Определение фактической погоды в момент авиационного события и быстрое реагирование на ее изменение систем автоматического управления позволит сохранить существующий уровень безопасности полета и качественно выполнить маневр уклонения, выдаваемый бортовой системой предотвращения столкновений (БСПС или TCAS II) без создания новых конфликтных ситуаций. Использование технологии CCV (самолет с конфигурацией, определяемой системой управления) и системы БСПС, которой оборудовано каждое воздушное судно (ВС), позволит повысить существующий уровень безопасности полетов ЛА в эшелонах за счет уменьшения времени на выполнение маневра расхождения и сохранения безопасной дистанции расхождения ЛА [1].

Для удобства пассажиров и экипажа желательно, чтобы ВС было не возмущаемо как по углу тангажа, так и по высоте полета и при этом не ухудшалась его управляемость со стороны руля высоты. Порывы ветра не могут быть компенсированы одним только рулем высоты при одновременном отклонении высоты полета и угла тангажа от заданных значений. В связи с этим появляется необходимость в создании совершенных систем стабилизации, которые были бы способны парировать такого рода возмущения и обеспечивали бы высокую точность управления ВС при полете в любых условиях.

Анализ литературы показал, что современные автоматические системы высокой точности обычно строят на основе комбинированного управления, сочетающего в себе принцип управления по отклонению и по возмущению. Точность работы комбинированных систем выше точности систем, использующих только один из принципов управления, причем недостатки обоих принципов при их объединении устраняются. В основу принципа комбинированного управления ряда систем могут быть положены явления компенсации возмущений [2]. Математическим выражением явлений

компенсации является принцип инвариантности, или неизменяемость какой-либо величины при изменении физических условий или по отношению к некоторым преобразованиям.

В авиации широко используют дополнительные управляющие поверхности: щитки, предкрылки и закрылки. Увеличение подъемной силы крыла с закрылком объясняется увеличением вогнутости крыла при отклонении закрылка вниз. С помощью одного только руля высоты (при рассмотрении продольного движения ЛА) не может быть устранено действие ветровых возмущений на координаты ВС. Для этого требуется дополнительный орган управления типа закрылков на несущих плоскостях самолета, выполняющих задание второго канала распространения воздействий. С этой целью можно использовать динамическое изменение конфигурации крыла, изменяя подъемную силу, которое улучшит качество пилотирования и повысит уровень безопасности полета. Если сделать возможным отклонение закрылка не только вниз, но и вверх на некоторый угол и автоматизировать этот процесс, то это позволит в широких пределах изменять величину подъемной силы крыла самолета, соизмеримую с силой ветра, для уменьшения действия ветровых возмущений на полет ЛА [3]. Но изменение конфигурации крыла вызывает увеличение коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  и появление «вредного» момента тангажа  $m_z$  и, как следствие, изменение скорости и высоты полета. В литературе нет упоминаний о параллельном использовании всех видов механизации крыла ВС для создания такой аэродинамической компоновки профиля крыла, которая позволяла бы уменьшить не только действие ветровых возмущений, но и затраты энергии на их отклонение.

Статья посвящена разработке распределенной схемы компенсации действия ветровых возмущений. Данная схема использует все средства механизации крыла для качественного повышения эффективности управления траекторией полета ВС в конфликтной ситуации по командам, вырабатываемым БСПС.

**Материалы и методы.** При построении модели движения ЛА будем рассматривать его полет в возмущенной атмосфере. Порыв ветра может изменить угол атаки и угол скольжения ЛА, а также истинную скорость обтекания. Вследствие этого изменяется величина аэродинамических сил и их моментов, которые, в свою очередь, вызывают нарушение равновесия ВС и изменяют величину перегрузки крыла.

В пакете Matlab существуют блоки учета влияния среды Environment. Раздел Wind содержит 12 блоков, моделирующих влияние ветра. В большинстве случаев модели названы именами их создателей, например стандартная модель турбулентности Драйдена.

Направление порыва ветра в общем случае не совпадает с направлением движения ЛА, поэтому вектор скорости порыва ветра  $W$ , действующего на ВС, можно разложить на составляющие:

$W_y$  — вертикальная составляющая скорости порыва ветра (восходящий поток);

$W_x$  — горизонтальная составляющая (встречный и попутный поток);

$W_z$  — боковая составляющая (боковой поток).

Особую опасность для полета представляют встречно-восходящие боковые порывы ветра (рис. 1а) и попутно-нисходящие (рис. 1б).

При встречно-восходящем порыве ветра значительно увеличивается угол атаки крыла и истинная скорость обтекания. Такой порыв ветра в зависимости от начальных условий полета может привести к возникновению перегрузки больше максимально допустимой и может вывести ЛА на околокритические углы атаки, при которых возможен срыв потока. При попутно-нисходящем порыве ветра истинная скорость обтекания крыла и других частей самолета резко и значительно уменьшается с одновременным уменьшением угла атаки (рис. 1б) [4].

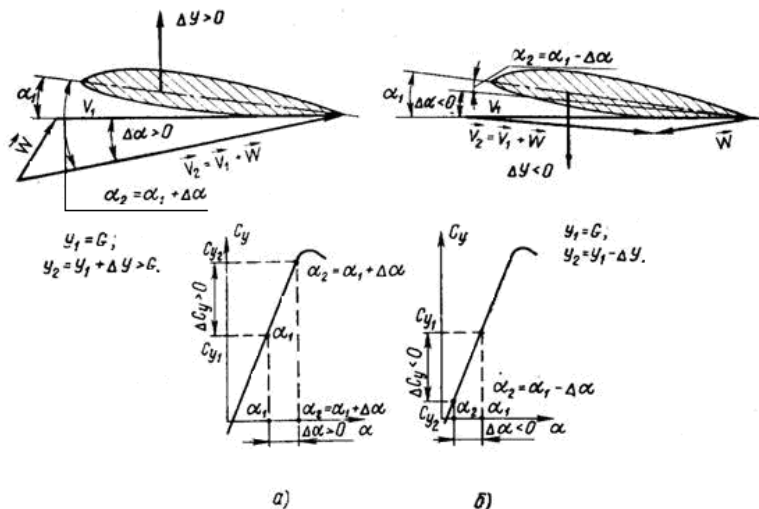


Рис. 1. Изменение углов атаки и воздушных скоростей обтекания крыла при полете в неспокойной атмосфере: а — встречно-восходящий поток, б — попутно-нисходящий поток

На рис.1 отображены зависимости подъемной силы  $Y$  от угла атаки  $\alpha$  при действии на крыло возмущенной атмосферы.  $Y_1$ ,  $Y_2$  и  $\Delta Y$  — подъемная сила крыла в начальный момент времени после действия ветрового возмущения и ее отклонение, вызванное ветровым возмущением соответственно;  $W$  — скорость ветра,  $V_1$  — воздушная скорость самолета,  $V_2$  — суммарная скорость ветра и воздушной скорости самолета;  $G$  — сила тяжести;  $C_y$  — коэффициент подъемной силы;  $\alpha_1$  — угол атаки самолета в данный момент времени;  $\alpha_2$  — угол атаки самолета после действия на него ветрового возмущения;  $\Delta\alpha$  — отклонение угла атаки, вызванное действием ветра.

Следует отметить, что изменение угла атаки, вызванное действием порывов ветра, не вызывает изменение наклона прямой  $C_y^\alpha$ , а пропорционально изменяет значение приращения подъемной силы. Порывы ветра изменяют действующие на ЛА аэродинамические силы и моменты. Основным назначением механизации крыла является изменение подъемной силы крыла. При этом известно, что при заданном угле атаки увеличение подъемной силы может быть достигнуто за счет отклонения вниз механизации, расположенной в области задней кромки профиля. Отклонение механизации, расположенной в передней части профиля (предкрылки, поворачивающиеся и выдвигающиеся носки и пр.), практически не увеличивает

подъемную силу. Выдвижение предкрылков позволяет увеличить подъемную силу на больших углах атаки без дополнительного увеличения пикирующего момента. Для каждого вида механизации существует определенный угол отклонения, при котором имеет место наибольшее приращение коэффициента подъемной силы. В диапазоне значений углов отклонения щитков или закрылков на угол, меньший  $25^\circ$ , происходит наиболее интенсивное увеличение подъемной силы и продольного момента при сравнительно слабом увеличении лобового сопротивления [5].

Увеличение точности стабилизации движения ВС на траектории, а также повышение безопасности полетов требует создания системы автоматического управления, способной компенсировать действия ветровых возмущений. С учетом принципа симметрии можно сказать, что распределенное возмущение должно совмещаться с распределенной компенсацией этих возмущений.

Основная задача применения распределенной компенсации — это разгрузка основного канала управления, т.е. канала управления высотой полета, совершение качественного маневра уклонения ЛА в конфликтной ситуации, выдаваемого БСПС (на примере развода двух самолетов), тем самым решается конфликт трех: самолет, самолет-антагонист и среда.

Для распределенного управления необходимо, чтобы решаемая задача была сегментирована, т.е. разделена на подзадачи, которые могут вычисляться параллельно.

В данном контексте распределенное управление — это параллельное управление, с одной стороны, подъемной силой для компенсации действия атмосферных возмущений, с другой — возникающим моментом тангажа и силой лобового сопротивления при изменении конфигурации профиля крыла: отклонении закрылков, предкрылков, щитков и другой механизации крыла.

Для изменения конфигурации крыла используются отдельно и в любом сочетании как динамически управляемые закрылки, элероны и элевоны, так и интерцепторы, щели и предкрылки. Множество вариантов изменения конфигурации крыла можно представить как единый орган управления непосредственным изменением подъемной силы аэродинамической компоновки крыла [6].

Используя формулу минимума затрат энергии и имея комбинации возможных вариантов изменений конфигурации профиля крыла, а также, связанных с ними изменений подъемной силы, лобового сопротивления и момента тангажа, получаем решение, обеспечивающее наилучшее распределение сил, экономичный расход топлива и должный уровень комфорта пассажиров.

В основе любого исследования системы управления лежит количественная оценка качества ее работы, включающая решение задачи, анализ или синтез системы. Анализ предусматривает изучение различных свойств системы при определенных условиях, синтез заключается в создании системы, обладающей заданными свойствами в определенных условиях. Коренная задача анализа и синтеза количественной оценки предметов и процессов заключается в том, чтобы понятиям «лучше» и «хуже» поставить в соответствие понятия «больше» и «меньше». Для этой цели служат критерии качества, которые представляют собой количественные показатели, числовые значения которых являются мерой качества систем управления.

Технические эргатические системы управления представляют собой сложные системы, имеющие многообразные свойства, которые могут быть противоречивыми. Каждое из этих свойств может иметь свои

количественные показатели. Поэтому задача исследования технической эргатической системы является многокритериальной.

Локальные критерии технической части системы и критерии деятельности человека-оператора в совокупности позволяют судить о качестве работы всей технической эргатической системы управления в целом. При этом возникает задача: как на основании оценок по частным (локальным) критериям получить обобщенную оценку системы (обобщенный, комплексный, глобальный критерий)? Эта задача получила название проблемы агрегации оценок. Для ее решения обычно применяется подход прескриптивной теории полезности [7].

Вид функции  $U(I)$  определяется способом агрегации. Если речь идет об оценке системы в фиксированном режиме, то целесообразно применить подход аддитивных полезностей, при котором обобщенный критерий определяется в виде

$$\Phi = U(I) = \sum_{i=1}^n \gamma_i \times I_i$$

где  $\gamma_i$  — весовые коэффициенты частных критериев,  $I_i$  — частные критерии качества,  $n$  — количество частных случаев.

При таком подходе задача агрегации оценок сводится к отысканию значений весовых коэффициентов. Наиболее распространенным способом решения этой задачи является применение метода экспертных оценок. Если весовые коэффициенты  $\gamma = \{\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n\}$  определены (например, методом экспертных оценок), то задача векторной (многокритериальной) оптимизации тем самым сводится к задаче скалярной (многокритериальной) оптимизации при единственном скалярном критерии. Учитывая, однако, многочисленные недостатки методики экспертного оценивания, целесообразно найти аналитическую процедуру расчета весовых коэффициентов обобщенного критерия [8].

Следует учесть, что для исключения тривиальных решений на коэффициенты  $\gamma$  обычно накладывается условие вида  $\sum_{i=1}^n \gamma_i = 1$ .

Вводя весовые коэффициенты в систему распределенного управления динамической системой, получим экспертную оценку, как правильно распорядиться механизацией крыла в сложившейся ситуации. Причем распределение усилий приведет к уменьшению нагрузки на крыло. Распределенная архитектура таких систем управления позволяет осуществить адаптивное управление динамической системой.

**Схема динамической системы с распределенным управлением ВС.** Задачей исследования является разработка схемы распределенного управления компенсацией действия ветровых возмущений на полет ВС в эшелоне и при выполнении маневра уклонения в конфликтной ситуации, выдаваемой БСПС, которая разгружает основной канал управления высотой. Для примера, промоделируем в пакете MATLAB схему движения ВС по каналу управления высотой полета (вертикальная плоскость) (рис.2., где

$$1 — k_{21}, 2 — k_{22}, 3 — \frac{-n_g}{p^2 + c_1 p + c_2}, 4 — p + n_{22}, 5 — \frac{1}{p}, 6 — \varepsilon_{22},$$

7 —  $\varepsilon_{21}$ ), предложенную В.А. Боднером [9]. К этой схеме ветровое возмущение подключено в двух точках с воздействием на канал управления

высотой полета с помощью коэффициента подъемной силы и момента тангажа, вызывающего изменение угла атаки на  $3^\circ$ , скорость которого равна 6 м/с (рис.3., где 8 —  $m_z^\alpha$ , 9 —  $C_y^\alpha$ ). А.Г. Шевелев предложил ввести дополнительные управляющие поверхности и соблюдать условия инвариантности, что позволит компенсировать действие вертикальных порывов ветра на ЛА и сделать инвариантными высоту, угол наклона траектории и угол тангажа относительно  $\alpha$  одновременно. Введение дополнительного управляющего органа на несущих поверхностях самолета позволяет создать систему автопилотирования, способную компенсировать возмущающее действие порывов ветра на самолет [3]. Использование распределенной схемы компенсации действия ветра, соблюдение условия инвариантности и использование дополнительных поверхностей позволит разгрузить основной канал управления высотой полета и качественно выполнять маневр уклонения, выдаваемый БСПС. Исходя из закона симметрии, в точки подключения составляющих ветра подключим соответствующие составляющие коэффициентов подъемной силы и момента тангажа, вызванные изменением конфигурации профиля крыла (рис.4., где 10 —  $m_z^{\delta_i}$ , 11 —  $C_y^{\delta_i}$ , 12 —  $K$ ). В схему распределенной компенсации ветровых возмущений с симметричной структурой по каналу управления высотой полета подключаем компоненты, которые учитывают разные виды механизации крыла и их комбинации (рис.5., где 13 —  $m_z^{\delta_1}$ , 14 —  $m_z^{\delta_2}$ , 15 —  $m_z^{\delta_3}$ , 16 —  $m_z^{\delta_4}$ , 17 —  $m_z^{\delta_i}$ , 18 —  $C_y^{\delta_1}$ , 19 —  $C_y^{\delta_2}$ , 20 —  $C_y^{\delta_3}$ , 21 —  $C_y^{\delta_4}$ , 22 —  $C_y^{\delta_i}$ , 23 —  $\gamma_1$ , 24 —  $\gamma_2$ , 25 —  $\gamma_3$ , 26 —  $\gamma_4$ , 27 —  $\gamma_i$ ).

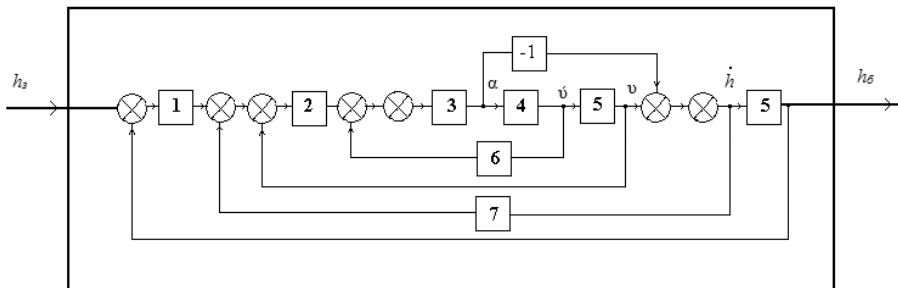


Рис. 2. Схема канала управления высотой полёта динамической системы

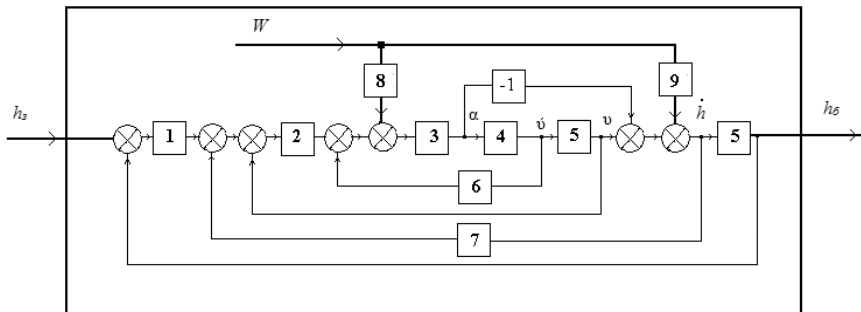


Рис. 3. Схема управления каналом высоты динамической системы с учетом действия распределенного ветрового возмущения

Если учесть уже имеющийся угол отклонения механизации крыла  $\delta_{м.кр.}$  при принятии решения о наилучшем распределении сил, то можно с меньшей затратой энергии выполнить необходимое изменение профиля крыла для получения требуемого значения подъемной силы, компенсирующей влияние ветровых возмущений на полет самолета.

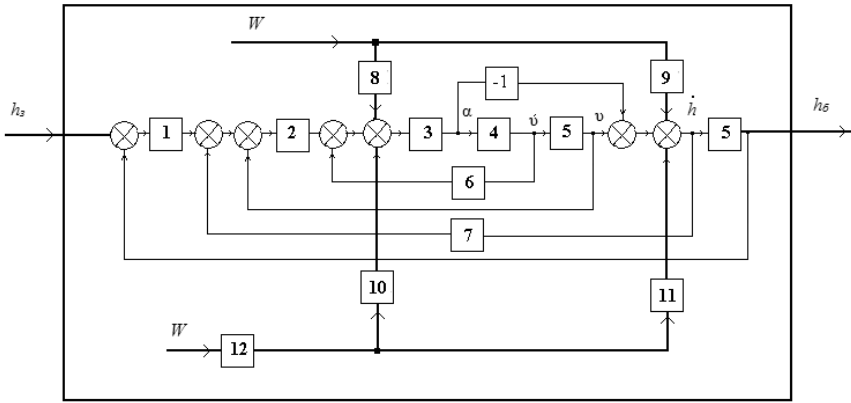


Рис. 4. Схема распределенной компенсации ветровых возмущений с симметричной структурой в канале управления высотой полета динамической системы

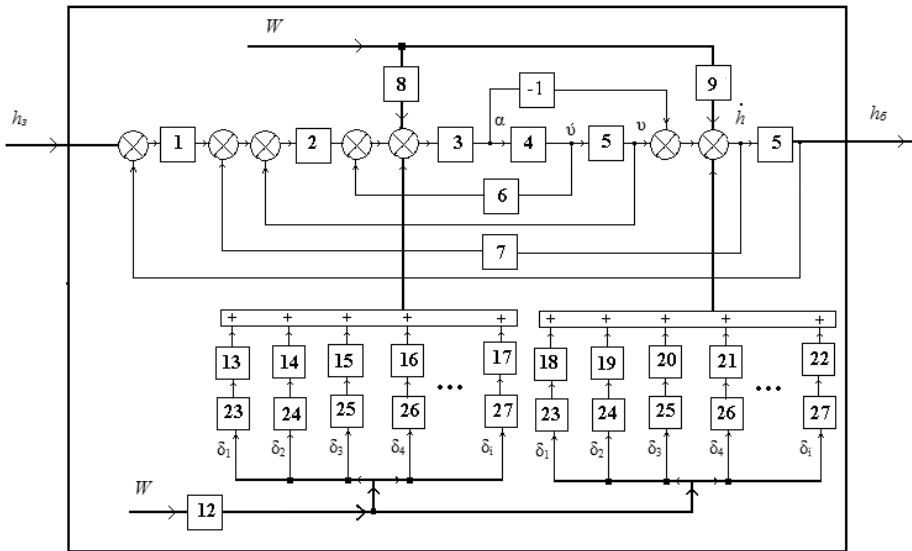


Рис. 5. Схема распределенной компенсации ветровых возмущений с симметричной структурой в канале управления высотой полета динамической системы, которая учитывает разные виды механизации крыла и их комбинации

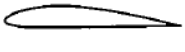



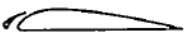
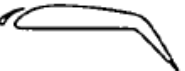

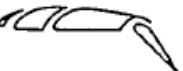
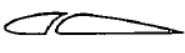
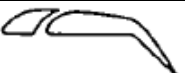
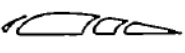

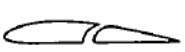
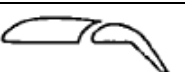





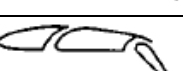

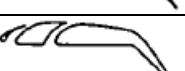

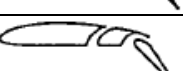

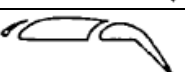



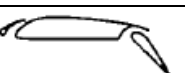


Для данного типа ВС необходимо знать угол наклона прямой зависимости коэффициента подъемной силы  $C_y^\alpha$ , коэффициента лобового сопротивления  $C_x^\alpha$  и коэффициента момента тангажа  $m_z^\alpha$  от угла атаки  $\alpha$  для разных видов механизации крыла и их комбинаций. Бортовой компьютер будет подбирать такие углы отклонения механизации крыла, которые будут находиться в диапазоне допуска по отклонению  $-40^\circ \leq \delta_{м.кр.} \leq 40^\circ$  с

возможностью дополнительной коррекции с помощью щелей, изменения положения предкрылка. Необходимо также учитывать изменение угла атаки ЛА, вызванного порывами ветра.

Измеряя величину ветрового порыва, можем получить систему с памятью, которая в реальном масштабе времени и с заданным шагом дискретизации будет воссоздавать картину воздействия возмущения на полет ВС. Эта система в начальный момент времени измерит скачок величины порыва ветра, а в последующие моменты времени будет корректировать величину ее изменения. То же получается и с изменением профиля крыла. Система с памятью, запомнив текущее положение профиля крыла, в последующие моменты времени будет корректировать текущую конфигурацию, изменяя угол отклонения механизации или изменяя величину/количество щелей, что позволит уменьшить расход энергии, топлива, потраченных на измерение и компенсацию действия порывов ветра в каждый момент времени. И, как результат, система будет адаптироваться к изменениям порывов ветра, а также, оптимизировав управление, будет компенсировать возмущения ветра с помощью уже задействованной на крыле механизации. Ветер выступает в роли примера в обучающейся системе, которая подстраивается под сложившуюся ситуацию, сохраняя свое текущее, невозмущенное состояние.

**Таблица 1**

*Варианты изменения профиля крыла*

№	Комбинации изменения профиля крыла	Отклонение закрылка на угол 45°	№	Комбинации изменения профиля крыла	Отклонение закрылка на угол 45°
1			9		
2			10		
3			11		
4			12		
5			13		
6			14		
7			15		
8			16		

Комбинации изменения конфигурации профиля крыла (табл. 1) удобно рассмотреть на продутом в аэродинамической трубе профиле Clark Y [10], который имеет четыре щели, выдвигной предкрылок, отклоняемый закрылок с фиксированной и нефиксированной осями (рис. 6).



Следует отметить, что применение экспертной оценки для определения весовых коэффициентов позволяет подобрать такие значения распределения нагрузки, которые обеспечивают оптимальное распределение сил и моментов изменения конфигурации крыла с наименьшими затратами энергии.

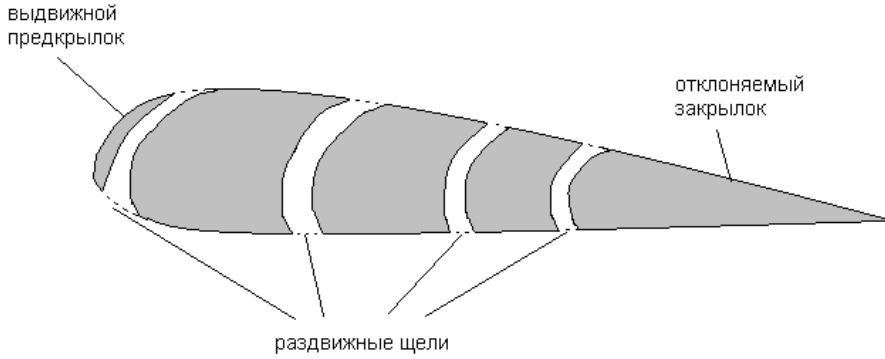


Рис. 6. Профиль крыла Clark Y с раздвижными щелями, выдвижным предкрылком и отклоняемым закрылком.

Таблица 2

Комбинации изменения конфигурации крыла при  $\alpha = 3^\circ$ ,  $C_y^\alpha = 1,8$ ,  $m_z^\alpha = 0,27$

№	Комбинации	$C_y^\delta$	$m_z^\delta$
1		0,49	0,38
2		0,51	0,36
3		0,38	0,34
4		0,55	0,36
5		0,75	0,38
6		0,55	0,32

Для наглядности отберем шесть комбинаций изменения профиля крыла, чтобы показать принцип работы схемы распределенного управления (табл. 2). Из данных таблицы составляем систему уравнений компенсации ветровых возмущений с учетом распределенных структур и коэффициентов значимости:

$$\begin{cases} C_y^\alpha \times \alpha_B = K \times \sum_{j=1}^i C_y^{\delta_j} \times \delta_j, \\ m_z^\alpha \times \alpha_B = K \times \sum_{j=1}^i m_z^{\delta_j} \times \delta_j. \end{cases}$$

$$\begin{cases} 0,49\delta_1 + 0,51\delta_2 + 0,38\delta_3 + 0,55\delta_4 + 0,75\delta_5 + 0,78\delta_6 = 1,8\alpha_B, \\ 0,38\delta_1 + 0,36\delta_2 + 0,34\delta_3 + 0,36\delta_4 + 0,38\delta_5 + 0,32\delta_6 = 0,27\alpha_B; \end{cases}$$

где  $C_y^\alpha$  и  $m_z^\alpha$  – приращения коэффициентов подъемной силы и силы лобового сопротивления от отклонения угла атаки, вызванные влиянием возмущенной атмосферы,  $K$  – коэффициент, связывающий измеренное  $\alpha_B$  с углом отклонения  $\delta_i, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4, \delta_5, \delta_6$  – угол отклонения механизации крыла,  $\alpha_B$  – угол на который отклоняется траектория полета ВС,  $C_y^{\delta_i}$  и  $m_z^{\delta_i}$  – приращение коэффициентов подъемной силы и силы лобового сопротивления в зависимости от отклонения механизации крыла.

Для того чтобы выполнялось условие инвариантности для высоты полета и угла тангажа относительно угла атаки, изменение величин которых вызвано действием вертикальной составляющей ветра, необходимо, чтобы  $K = \frac{C_y^\alpha}{C_y^{\delta_i}}$ .

Для создания противодействующей аэродинамической силы можно воспользоваться шестью вариантами изменения профиля крыла. Эту схему удобно применять для системы с памятью. Например, крыло на  $(n - 1)$  шаге имело конфигурацию профиля № 3. На ВС подействовал порыв ветра, изменив угол атаки на  $3^\circ$ . Чтобы вернуть ЛА на заданную траекторию полета в момент времени  $n$ , адаптивная система компенсации может изменить профиль крыла № 3 на профиль № 4, 5 и 6, затратив при этом разные величины времени и усилий. Используя экспертные оценки и знания о затратах времени и энергии, можно расставить весовые коэффициенты для всех возможных комбинаций изменения профиля крыла, которое адаптируется к «обучающему ветру».

Для определения количества комбинаций из шести возможных вариантов по два воспользуемся формулой сочетания  $C_n^m = \frac{n!}{m!(n-m)!}$ .

Получаем 15 возможных комбинаций изменения профиля крыла для перехода из одного состояния в другое (табл. 3). Для сравнения полученных результатов воспользуемся формулой затрат энергии, необходимой для создания аэродинамических сил, компенсирующих влияние действия ветровых возмущений:

$$\Delta \mathcal{E} = \sqrt{(\delta_i(n) - \delta_i(n-1))^2 + (\delta_j(n) - \delta_j(n-1))^2}.$$

Полученный результат можно оценить, воспользовавшись диаграммой на рис. 7. Максимальное увеличение подъемной силы с меньшей затратой энергии можно получить, увеличив размер щелей и отклонив предкрылок на оптимальный угол.

Полученные комбинации 1, 2; 1, 3; 1, 4; ...; представляют собой комбинации перехода из одного вида отклонения механизации крыла в другой и соответствующие им изменения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления, эквивалентных влиянию измеренного порыва ветра на полет ЛА. Каждый вид механизации просчитывается на возможность компенсации атмосферного возмущения в данный момент времени, учитывая допустимые значения отклонения данного вида механизации и время на

отработку изменения профиля крыла. При выборе одного из вариантов перечня отдадут предпочтение тому, на изменение которого тратится меньше энергии. Если же применять не индивидуальное ( $\delta_1 \wedge \delta_2 \wedge \delta_3 \dots$ ), а комплексное изменение механизации крыла ( $\delta_1 \delta_2 \wedge \delta_1 \delta_3 \wedge \delta_1 \delta_4 \dots$ ), то с меньшей затратой сил можно достичь желаемого результата, например отклонить закрылок и увеличить размер щели и т.д., при этом комплексное распределенное изменение профиля крыла будет эффективнее адаптироваться к действию ветрового возмущения на полет ВС.

**Таблица 3**

*Возможные варианты комбинаций изменения профиля крыла*

№	Комбинации, $i, j$	$\delta_i$ , градус	$\delta_j$ , градус	Допустимые значения	$\Delta \mathcal{E}$
1	1,2	-87,7	95	-	-
2	1,3	68,8	-74,5	-	-
3	1,4	-45,8	50,7	-	-
4	1,5	-15	17	+	22,7
5	1,6	-7,9	12	+	14,4
6	2,3	41,8	-41,8	+	59,1
7	2,4	-104,3	106	-	-
8	2,5	-18,9	20,1	+	27,6
9	2,6	-9,2	13,2	+	16,1
10	3,4	-29,8	30,4	+	42,6
11	3,5	-13,2	13,8	+	19,1
12	3,6	-7,5	10,9	+	13,2
13	4,5	-23,5	24,6	+	34
14	4,6	-10,3	14,3	+	17,6
15	5,6	-19,5	25,8	+	32,3

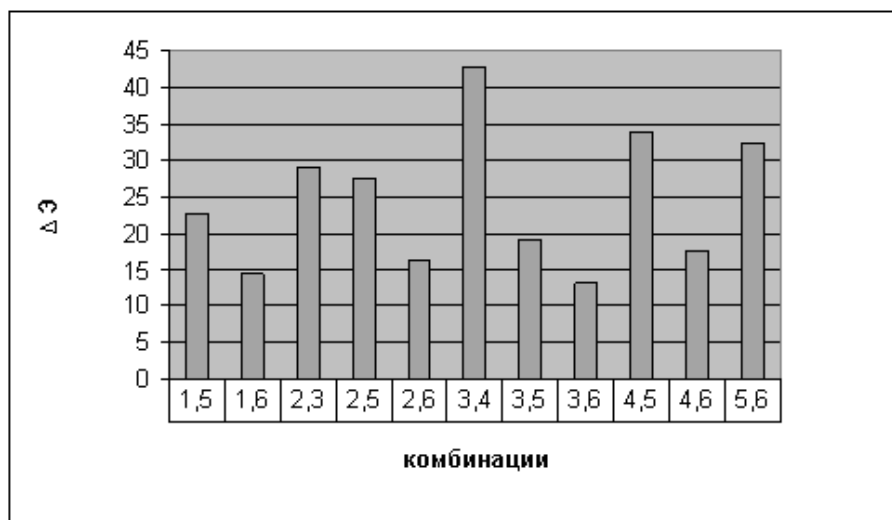


Рис. 7. График зависимости затрат энергии от возможных комбинаций изменения профиля крыла

**Выводы.** Разработанная схема компенсации действия ветровых возмущений на траекторию полета ЛА в конфликтной ситуации, которая включает распределенную схему аэродинамических сил и средств управления конфигурацией крыла, позволяет использовать всю имеющуюся механизацию крыла ВС.

Схема распределенного управления изменением профиля крыла, которая базируется на программе анализа использования всех возможных практических комбинаций создания аэродинамических сил и моментов с учетом условий их функционирования и ограничений на использование, позволяет парировать действие возмущенной атмосферы с меньшей затратой энергии.

1. Павлов В.В., Копытова Е.А. Интеллектуализация авионики для решения конфликтных задач безопасности движения воздушных судов // Кибернетика и вычислительная техника. — 2010. — № 161. — С. 35–41.
2. Зайцев Г.Ф. Теория автоматического управления и регулирования. — 2-е изд., перераб. и доп. — К.: Вища школа, 1989. — 431 с.
3. Шевелев А.Г. Исследование систем стабилизации самолета: Дис... канд. техн. наук. — К., 1961. — 206 с.
4. Особенности полета в неспокойной атмосфере. — <http://pilotinfo.ru/Documents/Aerodynamics/ch11.htm>.
5. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1985. — 272 с.
6. Павлов В.В. Инвариантность и автономность нелинейных систем управления. — К.: Наукова думка, 1971. — 271 с.
7. Технические эргатические системы / В.В. Павлов, А.Н. Воронин, В.Н. Голеги др. — К.: Вища школа, 1977. — 344 с.
8. Определение весовых коэффициентов составного критерия качества / А.Н. Воронин, Д.И. Палейчук, В.Д. Сябро и др. // Промышленная системология. — К.: Наукова думка, 1974. — с.30–39.
9. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами — М.: Машиностроение, 1973. — 506 с.
10. 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.

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

Получено 03.04.2012