УДК 629.7.05.07

П.В. Мулин, А.В. Березуев, Д.М. Кушнир

Способ совместного управления вектором тяги и рулем высоты для повышения точности автоматического управления траекторным движением самолета при посадке

Рассматривается способ совместного управления вектором тяги и рулем высоты при автоматическом управлении траекторным движением в вертикальной плоскости неманевренного самолета с двигателями на крыльях, позволяющий повысить точность стабилизации траектории и расширить безопасный диапазон внешних ветровых воздействий при заходе на посадку.

Ключевые слова: управление вектором тяги, руль высоты, система автоматического управления, самолет.
doi: 10.21293/1818-0442-2016-19-2-61-66

В качестве органов управления продольным движением самолета традиционно используются руль высоты (РВ) и рычаги управления двигателем. Известно, что такое управление характеризуется замедленной реакцией самолета: прежде чем изменить подъемную силу, самолет должен преодолеть свою собственную инерцию. Это снижает точность управления продольным движением. Эффективным средством снижения запаздывания в создании подъемной силы является применение непосредственного управления подъемной силой (НУПС). Известно большое число работ, посвященных использованию в качестве органов НУПС аэродинамических органов (интерцепторов, флаперонов) [1]. В настоящей работе исследовалось применение нового средства НУПС – органа поворота вектора тяги (ОПВТ). До сих пор отклонение вектора тяги использовалось на самолетах вертикального взлета и посадки, а также для обеспечения управляемости маневренных самолетов на режимах полета с малыми скоростями, где эффективность традиционных аэродинамических органов управления недостаточна.

В настоящей работе рассматривается применение управления вектором тяги (УВТ) для повышения качества и точности автоматического управления траекторией посадки самолета. Полагается, что перспективные авиационные газотурбинные двигатели воздушных судов будут оснащены необходимыми устройствами поворота реактивной струи, интегрированными, с устройствами для реверса тяги. Тогда при размещении двигателей на крыльях самолета необходимый балансировочный момент легко можно реализовать с помощью руля высоты.

Постановка задачи

Рассматривается задача совместного управления вектором тяги и рулем высоты воздушного судна на режиме захода на посадку. Схема расположения линии действия тяги $\vec{P}$ и ее угла поворота φ_P показана на рис. 1. На рис. 1 оси OX и OY образуют связанную систему координат, через α_0 и φ_{P_0} обозначены балансировочные углы атаки и установки двигателя соответственно.

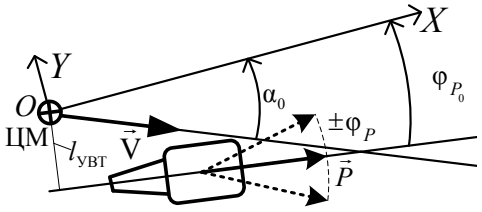


Рис. 1. Схема расположения линии действия тяги $\vec{P}$ и ее угла поворота φ_P

Упрощенные уравнения возмущенного продольного движения самолета относительно программной траектории с тремя органами управления можно записать в виде

$$\dot{\omega}_z = -c_1\omega_z - e_3 V - c_5\dot{\alpha} - c_2\alpha - c_3\delta_в - c_{12}(1+\frac{\Delta P}{P_0})\varphi_P - r_3\Delta P; \quad (1)$$

$$\dot{V} = -e_1 V - c_8\alpha - c_7\theta - c_{14}(1+\frac{\Delta P}{P_0})\times(\varphi_P+\alpha) + r_1\Delta P; \quad (2)$$

$$\dot{\alpha} = -e_2 V - c_4\alpha + \omega_z - c_9\delta_в - c_{13}(1+\frac{\Delta P}{P_0})\times(\varphi_P+\alpha) - r_2\Delta P; \quad (3)$$

$$\dot{H} = c_{11} V + c_6\vartheta - c_6\alpha; \quad (4)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_z; \quad (5)$$

$$\theta = \vartheta - \alpha; \quad (6)$$

$$n_y = c_6\dot{\theta} = \frac{c_6}{g}(e_2 V + c_4\alpha + c_9\delta_в + c_{13}(1+\frac{\Delta P}{P_0})(\varphi_P+\alpha) + r_2\Delta P), \quad (7)$$

где $\delta_в$ – угол отклонения руля высоты от балансировочного значения; P_0 – балансировочное значение тяги; ΔP – приращение силы тяги двигателя; n_y – приращение нормальной перегрузки; H – приращение высоты полета; V – приращение скорости полета; ϑ – приращение угла тангажа; e_i, r_i и c_i $(i=1...11)$ – динамические коэффициенты [2];

$$c_{12} = P_0\frac{l_{УВТ}}{I_z}; c_{13} = P_0\frac{\cos(\alpha_0-\varphi_{P_0})}{mV_0}; \quad (8)$$

$$c_{14} = -P_{\text{o}} \frac{\sin(\alpha_0 - \varphi_{P\text{o}})}{m},$$

где m – масса самолета, I_{z} – момент инерции.

Управление продольным движением самолета осуществляется тремя органами управления: рулем высоты $\delta_{\text{в}}$, рычагом управления двигателем $\delta_{\text{РУД}}$ и ОПВТ φ_{P}. Для их отклонения используются исполнительные устройства (приводы), на вход которых поступают сигналы управления $u_{\delta_{\text{в}}}$, u_{σ} и u_{φ_P} соответственно. Приводы имеют ограничения на скорость и величину перемещения штока.

Ставится задача организации наиболее рационального совместного использования различных органов управления продольным движением с целью снижения отклонений самолета по высоте от заданной траектории полета в условиях действия ветровых возмущений. Заданная траектория полета имеет горизонтальный участок и глиссаду снижения.

Характерно, что отклонение ОПВТ в положение, вызывающее увеличение подъемной силы, как правило, сопровождается уменьшением угла атаки, т.е. наблюдается обратная реакция самолета по углу атаки. В этом нетрудно убедиться, если рассмотреть передаточные функции (ПФ) самолета в короткопериодическом движении от ОПВТ к нормальной перегрузке и углу атаки, положив в системе уравнений (1), (3), (7) $V = 0$. В результате получим

$$W_{\varphi_{\text{P}}}^{\text{ny}}(s) = \frac{c_6}{g} \cdot \frac{c'_{13}\, s^2 + c'_{13}\,(c_1 + c_5)s - c'_{12}\, c_4 + c_2}{s^2 + (c_1 + c_4 + c_5)s + c_2 + c_1 c_4}; \quad (9)$$

$$W_{\varphi_{\text{P}}}^{\alpha}(s) = -\frac{c'_{13}\, s + c'_{13} c_1 + c'_{12}}{s^2 + (c_1 + c_4 + c_5)s + c_2 + c_1 c_4}, \quad (10)$$

где

$$c'_{13} = c_{13}\left(1 + \frac{\Delta P}{P_{\text{o}}}\right); \quad c'_{12} = c_{12}\left(1 + \frac{\Delta P}{P_{\text{o}}}\right). \quad (11)$$

В начальной стадии переходного процесса перегрузка увеличивается с темпом отклонения привода ОПВТ (9), а затем падает вследствие уменьшения угла атаки (10). Установившееся приращение угла атаки будет положительным только при использовании ОПВТ, создающего момент на кабрирование:

$$\frac{c'_{12}}{c'_{13}} < -c_1.$$

Обратная реакция по углу атаки приводит к уменьшению коэффициента передачи от ОПВТ к нормальной перегрузке, т.е. к завалу амплитудно-частотной характеристики в области низких частот. Чтобы предотвратить нерациональный расход располагаемого хода ОПВТ, необходимо организовать перекрестную связь $W_{\text{к}}(s)$ со входа привода ОПВТ на привод РВ, аналогично, как и с аэродинамическими органами НУПС [1] так, чтобы

$$\delta_{\text{в}} = W_{\text{к}}(s)\,\varphi_P. \quad (12)$$

Это позволяет выделить два изолированных канала управления: инерционный и практически безынерционный. Выбор $W_{\text{к}}(s)$ производится из условия обеспечения инвариантности угла атаки на отклонение ОПВТ так, чтобы

$$W_{\varphi_P}^{\alpha}(s) \approx 0.$$

На основании уравнений короткопериодического движения, полученных из (1) и (3), пренебрегая различием в динамике приводов ОПВТ и руля высоты, ПФ $W_{\text{к}}(s)$ примет вид

$$W_{\text{к}}(s) = -\frac{c'_{13}\, s + c'_{13} c_1 + c'_{12}}{c_9\, s + c_9 c_1 + c_3}. \quad (13)$$

На рис. 2 представлена обобщенная структурная схема объекта управления с перекрестной связью $W_{\text{к}}(s)$.

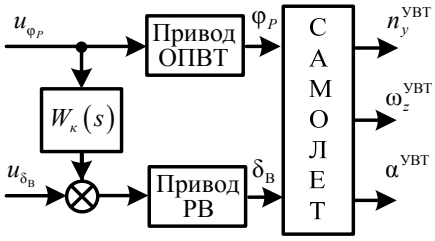


Рис. 2. Обобщенная структурная схема объекта управления с перекрестной связью

Подставляя (13) в (12), а затем в систему уравнений (1), (3), (7) и положив $V = 0$, получим выражения для компонент угловой скорости и нормальной перегрузки, обусловленные отклонением ОПВТ:

$$\omega_{\text{z}}^{\text{УВТ}} = \frac{b_n}{T_n s + 1}\varphi_P; \quad (14)$$

$$n_{\text{y}}^{\text{УВТ}} = \frac{c_6}{g}\frac{b_n}{T_n s + 1}\varphi_P, \quad (15)$$

где

$$T_n = \frac{1}{c_1 + c_3 c_9^{-1}}; \quad (16)$$

$$b_n = \frac{c_3 c'_{13} - c'_{12} c_9}{c_9 c_1 + c_3}. \quad (17)$$

Для неманевренных самолетов значение c_9 весьма мало, поэтому компоненты угловой скорости и нормальной перегрузки (14) и (15), обусловленные отклонением ОПВТ, можно упростить:

$$\omega_{\text{z}}^{\text{УВТ}} = b_n \varphi_P = c'_{13}\varphi_P = c_{13}\left(1 + \frac{\Delta P}{P_{\text{o}}}\right)\varphi_P; \quad (18)$$

$$n_{y}^{\text{УВТ}} = \frac{c_6}{g}\omega_{z}^{\text{УВТ}}. \quad (19)$$

Установившееся движение самолета по прямолинейной траектории на скорости захода на посадку осуществляется с тягой, определяемой выражением

$$P_{\text{о}} = mg\left(\frac{1}{K} - \sin\theta_{\text{сн}}\right), \qquad (20)$$

где K – соответствующее аэродинамическое качество.

Подставляя (20) в (8), (18), (19), получим зависимость располагаемого ресурса ОПВТ

$$n_{y\,\text{макс}} = \frac{c_6}{g} c_{13}\left(1 + \frac{\Delta P}{P_{\text{о}}}\right)\varphi_P = \left(\frac{1}{K} - \sin\theta_{\text{сн}}\right)\frac{1}{57{,}3}\left(1 + \frac{\Delta P}{P_{\text{о}}}\right)\varphi_P. \qquad (21)$$

Тогда для номинального значения угла снижения $\theta_{\text{сн}} \approx 2{,}6$ град и значений качества K в диапазоне 5–7 получим

$$n_{y\max}^{\text{УВТ}} = (0{,}0017...0{,}0027)\cos(\alpha_0 - \varphi_{P\text{o}}) \times \left(1 + \frac{\Delta P}{P_{\text{о}}}\right)\varphi_{P\max}; \qquad (22)$$

$$\dot{n}_{y\max}^{\text{УВТ}} = n_{y\max}^{\text{УВТ}} \frac{1}{\varphi_{P\max}} \dot{\varphi}_{P\max}. \qquad (23)$$

Полагая $\alpha_0 - \varphi_{P\text{o}}$ малым, и для значений максимальных отклонений ОПВТ и скорости его поворота

$$\varphi_{P\max} = 35 \text{ град}; \quad \dot{\varphi}_{P\max} = 50 \text{ град/с}, \qquad (24)$$

соответственно из (22), (23) получим выражения для располагаемого ресурса

$$n_{y\max}^{\text{УВТ}} = (0{,}06...0{,}1)\left(1 + \frac{\Delta P}{P_{\text{о}}}\right); \qquad (25)$$

$$\dot{n}_{y\max}^{\text{УВТ}} = 1{,}43\, n_{y\max}^{\text{УВТ}}. \qquad (26)$$

Располагаемый ресурс по изменению перегрузки в целом соответствует ресурсу аэродинамического органа НУПС за счет большего угла отклонения ОПВТ, а по скорости изменения перегрузки уступает в 2–3 раза. Один из способов увеличения располагаемого ресурса ОПВТ – снижение аэродинамического качества самолета, например, за счет отклонения интерцепторов. Это в свою очередь позволяет использовать в качестве НУПС одновременно с ОПВТ и интерцепторы. Последнее обстоятельство существенно увеличивает располагаемый ресурс органов НУПС и может уменьшить просадку самолета при уходе на второй круг за счет координированного управления тягой и органами НУПС.

На режиме захода на посадку нормальная перегрузка может изменяться в пределах ±0,2 g, а время нарастания по перегрузке для современных тяжелых самолетов может составлять порядка 4 с. Из выражения (25) следует, что ОПВТ обладает ограниченным ресурсом в создании сил, недостаточным для самостоятельного выполнения требуемых маневров при управлении самолетом. Причем ресурс ОПВТ определяется тягой силовой установки, которая изменяется в полете. В результате в процессе функционирования системы автоматического управления (САУ) ОПВТ может выходить на ограничения по углу отклонения, скорости перекладки. Поэтому САУ можно считать линейной только при некоторых значениях сигналов управления и возмущающих факторов. При превышении этих значений САУ становится нелинейной, что приводит к существенному изменению её динамических свойств. Поэтому возникает необходимость организации наиболее рационального совместного использования различных средств управления продольным движением.

Формирование управления

При построении САУ с ОПВТ использовался иерархический принцип: традиционное выделение в качестве верхнего уровня САУ движением центра масс самолета, а в качестве нижнего САУ – угловым движением (внутреннего контура). В результате оптимизации САУ движением центра масс самолета получаются зависимости и программы, которые рассматриваются как задающие воздействия для внутреннего контура управления. В качестве последнего была использована двухканальная система стабилизации заданной нормальной перегрузки $n_{y\,\text{зад}}$. Задачи синтеза САУ скоростью и высоты полета решались раздельно. Контур управления тягой замыкался по сигналу отклонения скорости, а контур управления рулем высоты и ОПВТ – по сигналам системы траекторного управления.

С целью учета ограниченного ресурса ОПВТ за основу двухканальной системы стабилизации заданной перегрузки была выбрана схема с каскадным соединением по ошибке автономного контура РВ (медленная подсистема управления) и контура ОПВТ (быстрая подсистема управления). В результате обобщенная схема двухканальной системы приняла вид, показанный на рис. 3.

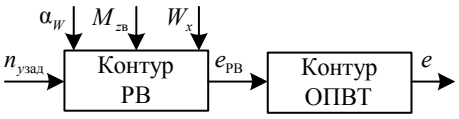


Рис. 3. Обобщенная схема двухканальной системы

На рис. 3 α_W – составляющая угла атаки α, обусловленная ветровым возмущением; $M_{z\text{в}}$ – возмущающий момент по тангажу; горизонтальная составляющая скорости ветра W_x; $e_{\text{РВ}}$ – динамическая ошибка отработки входного воздействия $n_{y\,\text{зад}}$ и парирования возмущений автономного контура стабилизации нормальной перегрузки через канал РВ; e – суммарная ошибка системы стабилизации заданной перегрузки.

Контур ОПВТ характеризует динамическое поведение системы стабилизации заданной перегрузки в целом, а контур РВ в свою очередь характеризует вклад ОПВТ в отработку задающего и парирование возмущающего воздействий. В этом случае после окончания переходного процесса ОПВТ возвращается в исходное положение. При этом задача разработки двухканальной системы сводится к последовательному синтезу:

– астатического контура управления РВ, оптимального в смысле отработки задающего воздействия $n_{y\,\text{зад}}$ и парирования ветровых возмущений α_W;

– закона управления ОПВТ, оптимального с точки зрения минимизации отклонений самолета, вызванных динамической ошибкой стабилизации перегрузки контура управления РВ.

Использование астатического контура управления РВ позволяет устранить статические ошибки при отработке команды $n_{y\,\text{зад}}$ и при действии возмущающего момента $M_{z\text{в}}$, а следовательно, гарантировать возврат ОПВТ в исходное положение после окончания переходных процессов. При этом в качестве контура управления РВ возможно использование штатной системы стабилизации нормальной перегрузки.

Задача синтеза системы с ОПВТ состоит в формировании управления, поступающего на вход привода ОПВТ. При заходе на посадку основным возмущающим фактором принимались ветровые возмущения. Высокая точность стабилизации траектории полета возможна только при малых погрешностях стабилизации нормальной перегрузки в области низких частот, при этом требования к стабилизации в области высоких частот существенно ниже. Это вызвано тем, что отклонения по вертикальной составляющей скорости пропорциональны интегралу от нормальной перегрузки, а по высоте – двойному интегралу. Вместе с тем скорость перекладки ОПВТ ограничена и недостаточна для парирования высокочастотной составляющей ветровых возмущений. Поэтому в качестве закона управления ОПВТ естественно принять интегральный закон по ошибке контура руля высоты $e_{\text{РВ}} = [n_y^{\text{в}} - n_{y\,\text{зад}}]$.

Для создания автономного контура РВ необходимо получение оценок составляющих перегрузки и угловой скорости, вызванных отклонением руля высоты и ошибками их стабилизации контуром РВ. Для их формирования использовались оценки компонент перегрузки и угловой скорости, обусловленных отклонением ОПВТ, полученные по упрощенным формулам (18), (19) при $\Delta P = 0$:

$$\omega_z^{\text{УВТ}} = c_{13}\,\varphi_P; \qquad (27)$$

$$n_y^{\text{УВТ}} = \frac{c_6}{g}\omega_z^{\text{УВТ}}. \qquad (28)$$

На рис. 4 представлена структурная схема астатической системы стабилизации заданной нормальной перегрузки с ОПВТ на режиме захода на посадку.

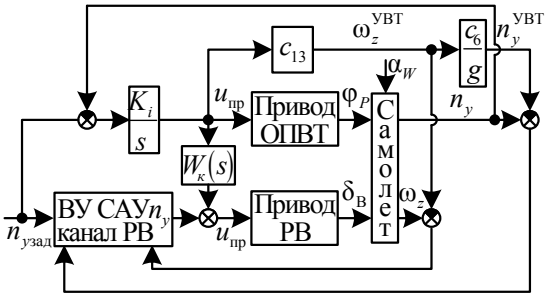


Рис. 4. Структурная схема астатической системы стабилизации заданной нормальной перегрузки с ОПВТ

На рис. 5 показаны характерные графики переходных процессов двухканальной системы стабилизации перегрузки при различных значениях коэффициента усиления K_i на интеграторе без учета ограничений на ресурс ОПВТ в короткопериодическом движении.

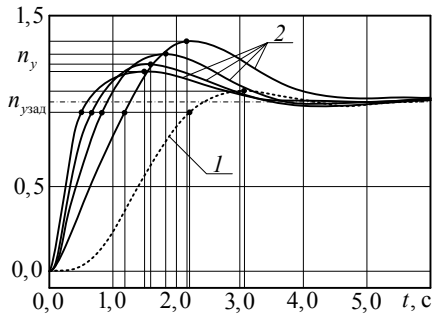


Рис. 5. Переходные процессы САУ нормальной перегрузкой. Линейный режим работы ОПВТ:
1 – управление только через канал РВ; *2* – совместное управление ОПВТ и РВ при различных K_i, большим значениям соответствует меньшее время нарастания

Увеличение K_i ограничено ресурсом ОПВТ. Для улучшения показателей качества в нелинейном режиме сигнал на выходе интегрирующего устройства канала ОПВТ $u_{\varphi P}$ ограничивался согласно рис. 6.

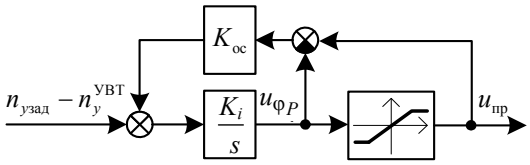


Рис. 6. Схема ограничения сигнала на выходе интегрирующего устройства канала ОПВТ

На рис. 6 линейный участок характеристики нелинейного элемента типа насыщения соответствует диапазону отклонений ОПВТ $\pm\varphi_{P\max}$ (24). Для иллюстрации нелинейного режима работы ОПВТ на рис. 7 приведены характерные графики переходных процессов для двух уровней управляющего воздействия в короткопериодическом движении.

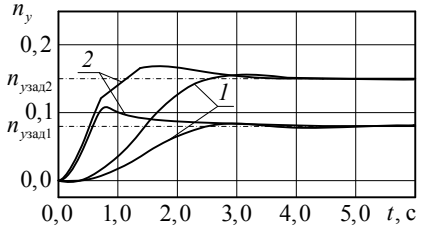


Рис. 7. Переходные процессы САУ нормальной перегрузкой. Нелинейный режим работы:
1 – управление только через канал РВ;
2 – совместное управление ОПВТ и РВ

В первом случае ОПВТ выходит только на ограничение (26), во втором случае – на оба ограниче-

ния (25) и (26). Моделирование проводилось с учетом ограничений на скорость перекладки привода руля высоты. Как видно из рис. 7, применение ОПВТ существенно уменьшает время нарастания переходного процесса. Естественно, эффект падает с ростом уровня управляющего сигнала, вместе с тем оставаясь существенным на режиме захода на посадку. Переходные процессы САУ нормальной перегрузкой на вертикальный порыв ветра 4 м/с показали снижение на 24% максимального отклонения интеграла от перегрузки с применением УВТ.

Переменность динамических характеристик двухканальной системы рис. 4 в зависимости от уровней управляющего и возмущающего воздействий, а также то обстоятельство, что точность парирования ветровых возмущений в основном определяется характеристиками внутреннего контура, обусловили и подход к синтезу траекторного контура управления. В соответствии с ним параметры законов управления системы траекторного управления выбирались по динамическим характеристикам контура руля высоты (канал ОПВТ отключен), синтез закона управления автомата тяги проводился традиционным способом. В этом случае располагаемый ресурс ОПВТ в основном используется для парирования ветровых возмущений практически без увеличения быстродействия траекторного контура. Структура используемых законов управления в канале РВ и канале тяги, методика выбора их параметров рассмотрены в [3].

Выражения для располагаемого ресурса (25), (26) принимались в следующем виде:

$$n_{y\max}^{\text{УВТ}} = 0{,}08\left(1+\frac{\Delta P}{P_{\text{о}}}\right);$$

$$\dot{n}_{y\max}^{\text{УВТ}} = 0{,}11\left(1+\frac{\Delta P}{P_{\text{о}}}\right).$$

Коэффициент усиления K_i интегрирующего устройства системы рис. 4 выбирался по результатам моделирования при действии максимальных ветровых возмущений.

Результаты моделирования

На рис. 8 приведены характерные графики переходных процессов на встречный порыв ветра W_x, полученные по результатам имитационного моделирования полной модели продольного движения самолета с САУ на режиме стабилизации высоты полета со скоростью 240 км/ч и с балансировочным значением тяги $P_{\text{о}} = 6800$ кгс.

По результатам моделирования отмечено, что на порыв ветра W_x=10 м/с максимальное отклонение по высоте снизилось в 1,5 раза в сравнении с традиционным управлением. Причем при действии попутного порыва ветра эффект выше за счет увеличения тяги и, как следствие, ресурса ОПВТ (22). На рис. 9 приведены типовые графики переходных процессов на вертикальный порыв ветра W_y. При действии порыва ветра $W_y = 5$ м/с максимальное отклонение по высоте и расход тяги с использованием УВТ снизились на 30%.

Заключение

Предложен способ совместного управления вектором тяги и рулем высоты при автоматическом управлении траекторным движением в вертикальной плоскости неманевренного самолета с двигателями на крыльях. Предлагаемый подход позволяет интегрировать УВТ со штатными системами управления.

Проведен сравнительный анализ применения управления вектором тяги. Показано, что система управления самолетом с УВТ является эффективным средством повышения точности выдерживания заданной траектории движения в условиях действия ветровых возмущений.

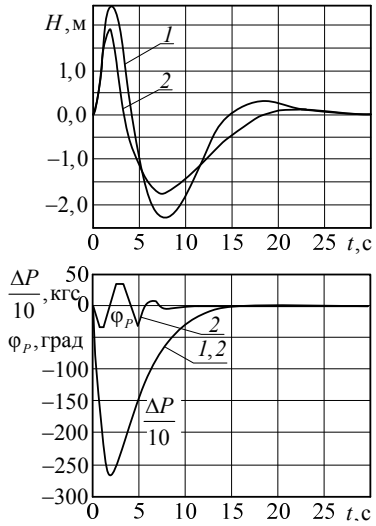


Рис. 8. Переходные процессы на встречный порыв ветра W_x. Полная модель продольного движения:
1 – управление только через канал РВ;
2 – совместное управление ОПВТ и РВ

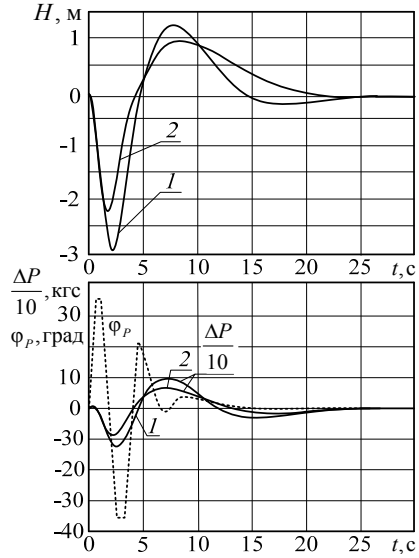


Рис. 9. Переходные процессы на вертикальный порыв ветра W_y. Полная модель продольного движения:
1 – управление только через канал РВ;
2 – совместное управление ОПВТ и РВ

Литература

1. Активные системы управления самолетов // Обзор ОНТИ ЦАГИ. – 1976. – № 499. – 168 с.

2. Михалев И.А. Системы автоматического управления самолетом / И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.

3. Мулин П.В., Березуев А.В. Системы автоматического управления продольным движением центра масс самолета: учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2015. – 124 с.

Мулин Павел Викторович
Канд. техн. наук, доцент каф. систем автоматического и интеллектуального управления (301)
Московского авиационного института
(национального исследовательского университета)
Тел.: +7 (499) 158-41-82
Эл. почта: pvmpro@mail.ru

Березуев Александр Владимирович
Канд. техн. наук, доцент каф. 301
Тел.: +7 (499) 158-41-82
Эл. почта: ber-av@mail.ru

Кушнир Дмитрий Михайлович
Аспирант каф. 301
Тел.: +7 (499) 158-41-82
Эл. почта: sinus-051@rambler.ru

Mulin P.V., Berezuev A.V., Kushnir D.M.

Thrust vector control method to increase the trajectory automatic control accuracy of the aircraft when landing

A new method of thrust vectoring integration into control system is proposed for synthesis of control systems for new generation of aircrafts. This method is based on concept of synthesis of two channel system with fast and slow subsystems and limited control possibilities. It is shown that the control system of aircraft with thrust vectoring is an effective tool to increase the trajectory automatic control accuracy of the aircraft when landing.

Keywords: thrust vector control, elevator, automatic control system, aircraft.