СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ

УДК 629.735.015.7:004.422.422(045)

В. И. Кашматов, канд. техн. наук

ПРИМЕНЕНИЕ КВАЗИПРЕДМЕТНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ САМОЛЕТА ДЛЯ ПЕРЕВОДА САМОЛЕТА ИЗ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА В СНИЖЕНИЕ ПО ГЛИСАДЕ

Институт электроники и систем управления НАУ, email: argesan@voliacable.com

Рассмотрены недостатки системы директорного управления продольным движением самолета при заходе на посадку, снижающие безопасность полета. Предложена квазипредметная система управления угловым положением по тангажу для директорного управления входом в глиссаду и снижением по глиссаде, рационально использующая двигательные способности человека.

Постановка проблемы качества управления продольным движением самолета при заходе на посадку. Каждый полёт заканчивается посадкой. Успешность посадки определяет заход на посадку, а в нём переход от горизонтального полета к полёту по глиссаде, который в директорном режиме выполняет второй пилот.

На высоте принятия решения командир воздушного судна определяет результаты полёта по глиссаде и в случае их неудовлетворительности принимает решение об уходе на второй круг.

Исследование качества управления на тренажёре [1] показывает, что каждый полёт на том или ином участке перехода от горизонтального полёта к полёту по глиссаде имеет неудовлетворительное качество управления независимо от того, какой пилот его выполняет. Поэтому всегда существует угроза ухода из-за неудовлетворительных результатов перехода от горизонтального полёта к полёту по глиссаде.

С целью анализа причин неудовлетворительного качества управления рассмотрим структурную схему (рис. 1) системы управления углом наклона траектории при переходе от горизонтального полёта к полёту по глиссаде, составленную на основании схем, приведенных в работе [2]

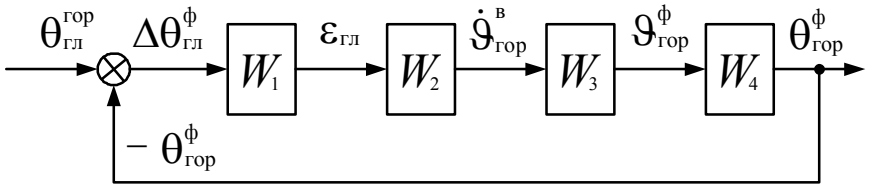

Рис. 1. Структурная схема замкнутой системы управления углом наклона траектории при переходе от горизонтального полета к полету по глиссаде: W_1 , W_2 , W_3, W_4 – передаточные функции: *1* – самолета, *2*– вычислителя, *3* – системы директорного управления, *4* – самолета

На структурной схеме (рис. 1) использованы условные обозначения параметров полета имеющие следующий смысл: $\theta_{гл}^{гор}$ – скачок начального отклонения угла наклона траектории относительно глиссады равный углу наклона горизонта относительно глиссады; $\theta_{гор}^{ф}$ – текущее значение фактического угла наклона траектории относительно горизонта; $\Delta\theta_{гл}^{ф}$ – отклонение текущего фактического угла наклона траектории полета самолета относительно глиссады; $\varepsilon_{гл}$ – угол отклонения центра масс самолета относительно глиссады, измеряемый

глиссадным радиомаяком; $\dot{\vartheta}^{в}_{гор}$ – вычисленная заданная скорость изменения угла тангажа относительно горизонта; $\vartheta^{ф}_{гор}$ – фактическое значение угла тангажа относительно горизонта, созданное эргатической системой управления движением вокруг центра масс.

Для наглядности на рис. 2 показано соотношение параметров полета, приведенных в перечне. Кроме этого дополнительно указаны: высота над глиссадой $H_{н.г}$, угол залегания глиссады $\xi_{гл}$, текущий требуемый угол наклона траектории относительно горизонта $\theta^{тр}_{гор}$, обеспечивающий желаемое качество переходного процесса по высоте над глиссадой, и отклонение фактического угла наклона траектории относительно требуемого направления полета $\Delta\theta^{ф}_{тр}$ и отклонение требуемого угла наклона траектории относительно параллели к глиссаде $\Delta\theta^{тр}_{гл}$.

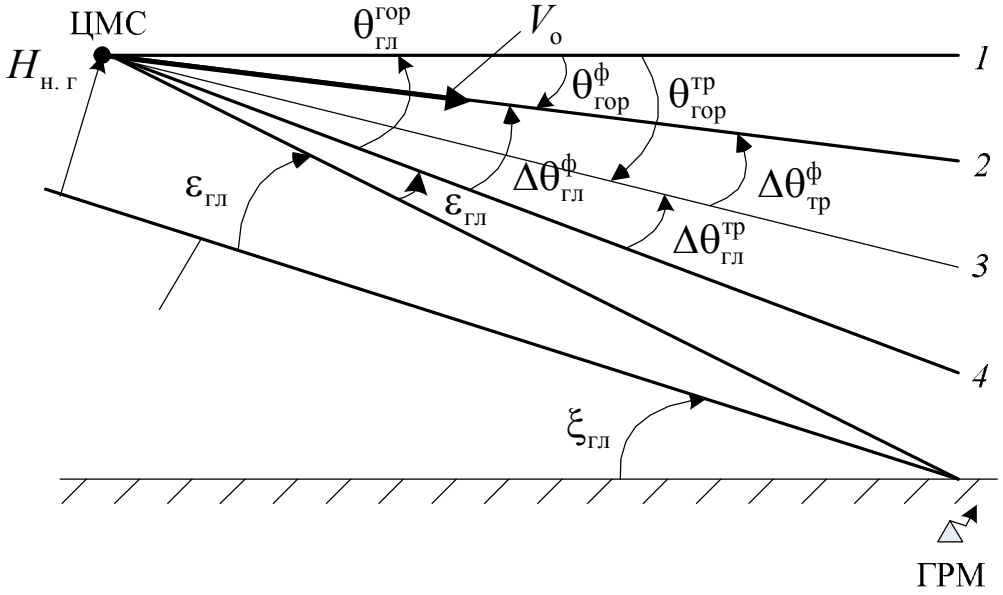

Рис. 2. Схема соотношения углов наклона траектории, высоты и скорости полета в текущий момент перехода от горизонтального полета к полету по глиссаде: ЦМС – центр масс самолета; *1* – линия горизонта; *2* – фактическое направление полета; *3* – требуемое текущее направление полета; *4* – параллель к глиссаде; *5* – глиссада

Из рассмотрения структурной схемы следует, что система управления переходом самолета от горизонтального полета к полету по глиссаде построена по принципу замкнутой системы управления по ошибке $\Delta\theta^{Ф}_{гл}$. Система отрабатывает скачек начального отклонения регулируемой величины от нового заданного значения – $\theta^{гор}_{гл}$. В этой системе измерение ошибки $\Delta\theta^{ф}_{гл}$ (т. е. текущего фактического угла наклона траектории относительно глиссады) осуществляется косвенно путем измерения угла отклонения центра масс самолета относительно глиссады $\varepsilon_{гл}$ глиссадным радиомаяком. Этот измеритель описывается неустойчивым апериодическим звеном первого порядка с переменной постоянной времени $\tilde{T}$. Для обеспечения устойчивости помимо сигнала отклонения от глиссады $\varepsilon_{гл}$ используется производная этого сигнала. Коэффициенты передачи этих сигналов изменяются по сигналу высоты полета.

Однако до высоты принятия решения о посадке не удаётся обеспечить полного затухания колебаний самолёта и приходиться принимать решение о посадке в разных фазах последнего колебания.

Затягиванию затухания колебаний способствует запаздывание реакций пилота на командный сигнал системы управления, вызванное параллельной работой в других каналах управления и возмущающим воздействием скорости полёта. Пилот, используя зрение, сознание, работает как одноканальный регулятор и обеспечивает работу многоканальной системы путём распределения и переключения внимания между несколькими каналами. Пока пилот работает в одном канале, другой канал неуправляем.

Поэтому неудовлетворительное качество управления может повториться и в результате повторного захода на посадку после ухода на второй круг. Это вынуждает командира воздушного судна выполнять посадку из непосадочного положения, что может привести к авиационному происшествию.

Анализ последних исследований и публикаций, в которых начато решение данной проблемы. Выделение нерешенных частей данной проблемы. Ручные системы управления в основном применяются для перевода объекта из одного состояния в другое по произвольному закону, определяемому человеком-оператором.

Этот перевод можно интерпретировать как ликвидацию начального отклонения регулируемой величины от нового заданного значения. Процесс перевода представляется переходным процессом с желаемым изменением регулируемой величины в ответ на скачок изменения заданной величины на входе ручной системы.

Большую роль для создания желаемого изменения регулируемой величины играет сопротивление рукоятки управления и характер сигнала, снимаемого с рукоятки.

В работе [3] на примере решения задач слежения показано, что рукоятка управления должна моделировать динамику объекта управления, создавая сопротивление, пропорциональное сопротивлению объекта. С рукоятки управления в систему должен сниматься сигнал усилия, приложенного к рукоятке.

Существенным недостатком рукоятки управления, рассмотренной в работе [3], является отсутствие изменения сопротивления рукоятки при изменении динамики объекта управления. Этот недостаток отсутствует в квазипредметной системе, предложенной в работе [4]. В этой работе в качестве названия для обозначения квазипредметной системы использовано общее название класса систем, к которому она относится – « ручная».

В работе [5] квазипредметная система предложена для управления продольным движением самолета при заходе на посадку. В ней рассмотрены вопросы стабилизации скорости полета и управления углом тангажа по произвольному закону, определяемому пилотом, при заходе на посадку.

Необходимо далее рассмотреть вопросы квазипредметного управления движением самолета вокруг центра масс по тангажу в составе системы управления движением центра масс, а также определить расчетный закон изменения угла тангажа, который должен воспроизводится эргатической системой управления угловым положением для обеспечения желаемого качества управления движением центра масс.

В данной работе существующая система управления заходом на посадку в продольном канале осознана как замкнутая система управления, отрабатывающая при входе в глиссаду скачок начального отклонения угла наклона траектории от глиссады, равный углу наклона горизонта относительно глиссады.

Как показано в работе [1] замкнутая система не может обеспечить переходной процесс желаемого качества по углу отклонения от глиссады.

Поэтому для решения задачи управления входом глиссаду предложена разомкнутая эргатическая система, аналогичная системе исследований в работе [5], но с вычислителем и указателем требуемого (расчетного) изменения угла тангажа, который воспроизводится квазипредметной эргатической системой управления фактическим углом тангажа.

Согласно работе [6] разомкнутые системы без компенсирующих связей по возмущению имеют ошибку управления от возмущения и требуют точной начальной информации об объекте управления. В данной системе объектом управления, на который действуют возмущения, является движение самолета вокруг центра масс по углу тангажа.

Эти возмущения компенсируются квазипредметной эргатической системой, которая согласно работе [7] обладает инвариантностью по возмущающему воздействию на объект управления. (В этой работе для обозначения квазипредметной системы управления использовано название ее прототипа «обратимая следящая система», известное в робототехнике.) В разомкнутой системе объектом управления является движение центра масс самолета по высоте над глиссадой в зависимости от угла наклона траектории над глиссадой. Параметром полета, о котором нужна точная информация, является скорость полета. Она используется в вычислителе при расчете требуемого угла наклона траектории по отношению передаточных функций объекта: в числителе – желаемой $W_{ж}$, в знаменателе – располагаемой $W_{о}$.

При вычислении требуемого угла наклона траектории предполагается, что желаемая скорость полета равна реальной скорости. Это предположение оправдается в том случае, если будет одновременно осуществляется стабилизация реальной скорости на расчётном значении с помощью квазипредметной эргатической системы управления скоростью полета. Если реальная скорость полета будет отличаться от расчетной, то ее значение должно корректироваться в вычислителе требуемого угла наклона траектории.

Постановка задачи исследования. Для повышения качества управления переходом от горизонтального полёта к полёту по глиссаде необходимо решить следующие задачи.

1. Применить для устранения начального отклонения угла наклона траектории от глиссады $\theta_{гл}^{гор}$ вместо замкнутой системы управления углом наклона траектории полета самолета разомкнутую систему программного управления, обеспечивающую больше возможностей по формированию желаемой траектории перехода.
2. Перейти от косвенной оценки качества управления переходом по углу отклонения от глиссады к прямой оценке по высоте полёта над глиссадой.
3. Определить желаемый закон изменения высоты над глиссадой, а по нему – закон изменения требуемого для этого угла наклона траектории и далее угла тангажа.
4. Перейти при управлении углом тангажа от электродистанционной системы управления угловым положением самолёта к квазипредметной системе управления.
5. Сформировать традиционный вариант структурной схемы предлагаемой системы управления заходом на посадку с вычислителем, указателем вычисленного угла тангажа, и квазипредметной эргатической системой управления фактическим углом тангажа.

Синтез разомкнутой системы управления переходом самолета от горизонтального полёта к полёту по глиссаде.

Описание взаимодействия звеньев структурной схемы разомкнутой системы управления. На структурной схеме разомкнутой системы (рис. 3) основной регулируемой величиной является высота над глиссадой. Отклонение от глиссады $\varepsilon_{гл}$ – вспомогательная величина, предназначенная для визуализации превышения над глиссадой. При синтезе системы задаются требования к переходному процессу по высоте, а не по углу отклонения от глиссады.

Добившись качественного управления по высоте над глиссадой, получаем соответствующие качественное управление по углу отклонения от глиссады.

Требования к желаемому переходному процессу по высоте над глиссадой трансформируются в требования к переходному процессу по углу наклона траектории относительно горизонта и далее – в требования по углу тангажа.

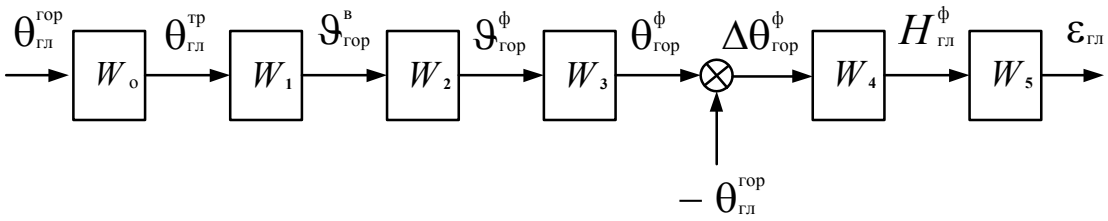

Рис. 3. Структурная схема предлагаемой разомкнутой системы управления углом наклона траектории при переходе самолета от горизонтального полета к полету по глиссаде: передаточные функции – W_o и W_1 – вычислителя; W_2 – эргатической системы управления; W_3, W_4 W_5 – самолета

В разомкнутой системе фактический угол тангажа создается квазипредметной эргатической системой, которая воспроизводит расчетный угол тангажа, формируемый в вычислителе по данным требуемого угла наклона траектории относительно глиссады.

Квазипредметная эргатическая система управления угловым положением самолета позволяет пилоту качественно воспроизводить рассчитанный вычислителем угол тангажа. Как показано в работе [8], она является системой, инвариантной по задающей составляющей входного воздействия.

В этой работе, также как и в работе [7], для обозначения квазипредметной системи использовано название ее прототипа «обратимая следящая система», взятое из робототехники.

В предлагаемой разомкнутой системе процесс управления протекает в следующем порядке. Вначале вычислитель определяет требуемый угол наклона траектории относительно глиссады по отношению двух передаточных функций: в числителе желаемой $W_ж$, в знаменателе располагаемой W_o. Затем вычислитель преобразует требуемый угол наклона траектории относительно глиссады в требуемый угол относительно горизонта и далее в требуемый угол тангажа и передает его на вход квазипредметной эргатической системы управления.

Квазипредметная эргатическая система управления создает фактический угол тангажа, равный расчетному углу тангажа. Затем сам самолет преобразует фактический угол тангажа в фактический угол наклона траектории относительно глиссады и далее в изменение высоты относительно глиссады. Глиссадный радиомаяк информацию изменения высоты относительно глиссады преобразует в информацию об угле отклонения от глиссады, которая используется для визуального контроля работы системы вместо высоты.

Расчет желаемого изменения высоты над глиссадой и требуемого изменения угла наклона траектории над глиссадой. Изменение фактической высоты над глиссадой $H_{гл}^{ф}$ в зависимости от фактического угла наклона траектории относительно глиссады $\Delta\theta_{гл}^{ф}$ описывается в глиссадной системе координат следующим уравнением:

$$H_{гл}^{ф} = W_o \Delta\theta_{гл}^{ф}, \qquad (1)$$

где $W_o = \dfrac{V_o}{p}$ – располагаемая передаточная функция объекта, описывающая движение центра масс самолета; V_o – скорость полета.

Для плавного (без колебаний) перехода от горизонтального полета к полету по глиссаде высота над глиссадой должна после некоторого увеличения уменьшаться до нуля, не переходя в отрицательную сторону, как показано на рис. 4.

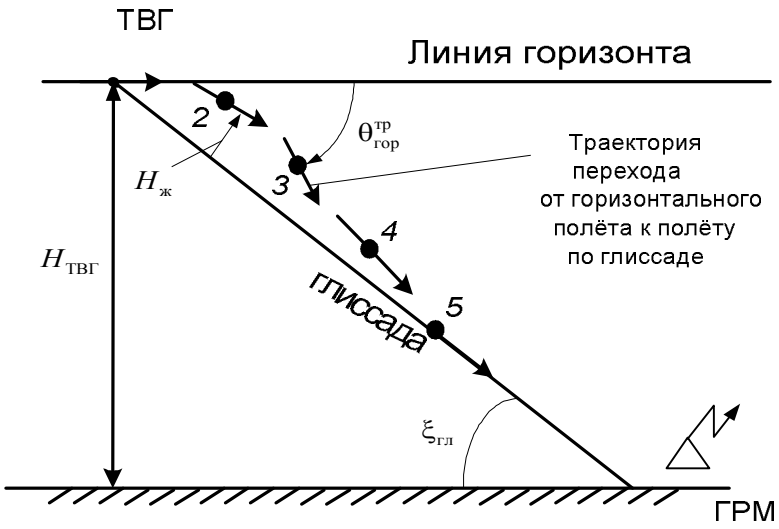

Рис. 4. График желаемого изменения высоты над глиссадой и требуемого угла наклона траектории полета самолета при переходе от горизонтального полёта к полёту по глиссаде

Такому желаемому изменению высоты над глиссадой в простейшем случае соответствует весовая функция апериодического звена второго порядка. Ее можно реализовать в виде последовательного соединения изодромного и апериодического звена первого порядка. Предлагаемая функция этого соединения отписывается выражением

$$W_ж = \frac{pV_ж}{T_1 p + 1} \frac{1}{T_2 p + 1}, \qquad (2)$$

где $V_ж$ – желаемая скорость полета; T_1 и T_2 – постоянные времени, обеспечивающие желаемое изменение высоты.

Небольшое превышение над глиссадой на высоте принятия решения, обусловленное апериодическим характером приближения к глиссаде, целесообразно использовать для компенсации просадки, возникающей на выравнивании из-за управления движением центра масс посредством управления движением вокруг центра масс.

Можно в расчете использовать в качестве установившегося значения превышения над глиссадой небольшое отрицательное смещение относительно глиссады, которое скомпенсирует превышение над фактической глиссадой на высоте принятия решений.

Для обеспечения фактического изменения высоты, равного желаемому изменению, необходимо сформировать требуемое фактическое изменение угла наклона траектории относительно глиссады $\Delta\theta_{гл}^{тр}$ из скачка угла наклона траектории горизонтального полёта относительно глиссады $\theta_{гл}^{гор}$. Требуемое расчётное изменение угла наклона траектории относительно глиссады $\Delta\theta_{гл}^{тр}$ в разомкнутой системе формируется в вычислителе с помощью отношения двух передаточных функций: в числителе $W_ж$ – желаемой, в знаменателе $W_о$ – располагаемой, которые определяются выражениями (2) и (1).

В результате, согласно выражениям (1) и (2), требуемый расчетный угол наклона траектории относительно глиссады, формируемый в вычислителе, определяется следующим выражением

$$\theta_{гл}^{тр} = \theta_{гл}^{гор} \frac{W_ж}{W_о} = \theta_{гл}^{гор} \frac{p^2}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)} \frac{V_ж}{V_о}.$$

Требуемый угол наклона траектории относительно глиссады является расчетным углом наклона траектории, который эргатическая система должна превратить в фактический угол наклона траектории относительно горизонта $\theta^{ф}_{гор}$.

Управление угловым положением самолета в разомкнутой системе выполняется посредством квазипредметной эргатической системы управления углом тангажа относительно горизонта. Поэтому вычислитель должен вначале пересчитать вычисленные значения требуемого угла наклона траектории относительно глиссады $\theta^{тр}_{гл}$ в расчетные значения требуемого угла наклона траектории относительно горизонта $\theta^{тр}_{гор}$ и уже потом – в вычисленные значения угла тангажа относительно горизонта $\vartheta^{в}_{гор}$:

$$\begin{aligned} \theta^{тр}_{гор} &= \theta^{гл}_{гор} - \theta^{тр}_{гл} \\ \vartheta^{в}_{гор} &= W_{ф}\ \theta^{тр}_{гор} \end{aligned} \qquad (3)$$

Связь между вычисленными значениями угла тангажа $\vartheta^{В}_{гор}$ и требуемого угла наклона траектории относительно горизонта $\theta^{тр}_{гор}$ описывается в выражении (3) передаточной функции форсирующего звена первого порядка $W_{ф} = T_{ф}p + 1$, где $T_{ф}$ – постоянная времени.

Описание процесса управления. Для предъявления пилоту вычисленного значения угла тангажа в традиционном варианте построения системы управления необходим указатель расчетного значения угла тангажа и командный прибор, с помощью которого пилот контролирует равенство расчетного и фактического углов тангажа.

Если использовать в качестве указателя отрицательного расчетного значения угла тангажа командную стрелку пилотажно-командного прибора, то при этом отпадет надобность в отдельном командном приборе. Однако для этого необходимо повысить чувствительность прибора в несколько раз с целью различимости показаний вычисленного и фактического углов тангажа.

Процесс управления переходом от горизонтального полёта к полёту по глиссаде с использованием такого пилотажно-камандного прибора протекает следующим образом.

В момент пересечения глиссады командная стрелка начинает показывать отрицательный вычисленный угол тангажа, как показано на рис. 5.

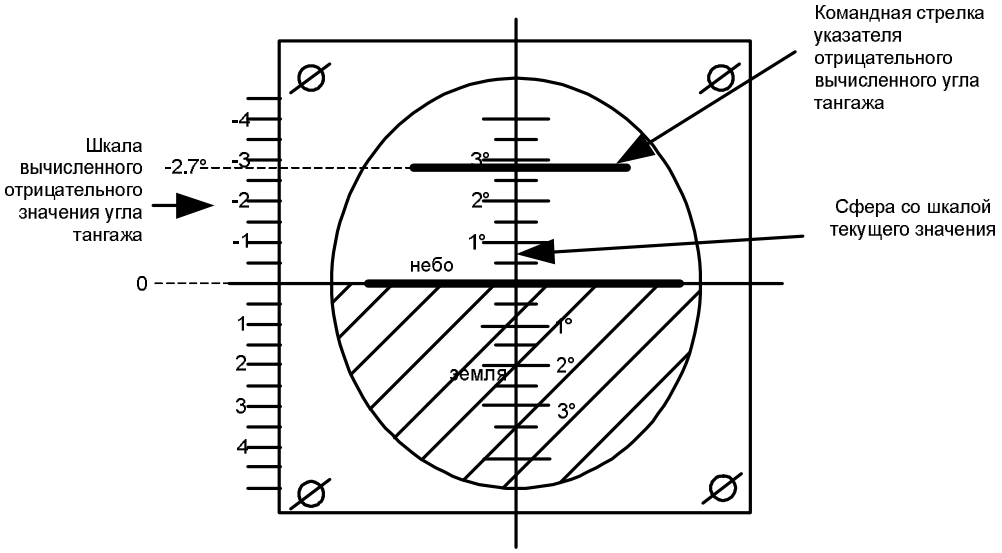

Рис. 5. Пилотажно-камандный прибор для квазипредметной системы управления угловым положением самолёта по тангажу

В соответствии с рис. 4 его значение начинается с нуля, увеличивается в отрицательную сторону, проходит через значение угла тангажа, соответствующее углу наклона глиссады минус 2,7 °, достигает некоторого отрицательного максимума, затем возвращается к значению соответствующему минус 2,7 °.

Пилот рукояткой управления квазипредметной системы синхронно с движением командной стрелки создаёт фактический угол тангажа $\vartheta^{ф}_{гор}$, равный отрицательному вычисленному значению угла $\vartheta^{в}_{гор}$. При этом нулевая отметка на сферической шкале тангажа относительно корпуса прибора движется синхронно вместе с командной стрелкой вверх. На движущейся относительно корпуса прибора темной полусфере «Земля» отсчитывается отрицательный фактический угол тангажа.

Закон изменения вычисленного значения угла тангажа не меняется от полета к полету при одинаковом угле залегания глиссады на разных аэродромах для одного и того же самолета.

Поэтому возможно формирование устойчивого навыка создания фактического требуемого угла тангажа при минимальном контроле процесса управления по указателю вычисленного значения угла тангажа на пилотажно-командном приборе.

Выводы из данного исследования и рекомендации по совершенствованию системы управления. Направления дальнейших исследований. Из данного исследования вытекают следующие выводы:

1. Главная причина трудностей управления продольным движением при переходе от горизонтального полёта к полету по глиссаде обусловлена с выбором принципа управления по ошибке для управления движением центра масс и вокруг центра масс самолёта, а также регулируемых величин и законов директорного управления, не обеспечивающих рационального использования возможностей человека и автомата.

2. Для устранения этих трудностей при переходе от горизонтально полёта к полету по глиссаде рекомендуется:

а) заменить замкнутую систему регулирования угла отклонения от глиссады разомкнутой системой управления высотой полёта над глиссадой;

б) использовать при управлении движением центра масс самолёта закон желаемого изменения высоты над глиссадой и обеспечивающие его требуемые законы изменения угла наклона траектории и угла тангажа;

в) применить квазипредметную эргатическую систему управления фактическим углом тангажа для воспроизведения вычисленного требуемого угла тангажа;

г) дополнить квазипредметную систему указателем расчётного значения угла тангажа, модернизировав для этой цели пилотажно-командной прибор.

В дальнейших исследованиях необходимо рассмотреть возможность использования квазипредметной системы при заходе на посадку и для управления боковым движением самолёта.

Список литературы

1. *Кашматов В. И.* Сравнительный анализ информативности амплитудных фазовых и частотных коэффициентов оценки техники пилотирования на этапе снижения по глиссаде // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2006. – №4. – С. 122 – 126.
2. *Козарук В. В.* Комплекс бортового оборудования самолета Ту-154 и его эксплуатация: Учеб. пособие. – М.: Машиностроение. 1975. – 339 с.
3. *Herzog J. H.*, 1968. Manual Control Using the Matched Manipulator Control Technigue. IEEE Trans. Man-Machine Systems, MMS-9 – №.3. – P. 56 – 60.

4. *Пат. 2128600 Российской Федерации, МКИ В 64С 13/04.* Пульт, система и способ ручного управления и стабилизации регулируемой величины движения летательного аппарата; Заявл.15.08.95; Опубл.10.04.99; Бюл. №10 – 85 с.
5. *Кашматов В. И.* Квазипредметная система управления продольным движением самолета // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2005. –№1. – С. 69 – 75
6. *Красовский А. А., Постелов Г. С.* Основы автоматики и технической кибернетики : Учеб. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. – 1961. – 724 с.
7. *Кашматов В. И.* Инвариантность по возмущающему воздействию в системе “Оператор – обратимая следящая система управления “ // Эргономическая оценка эргатических систем «Экипаж-самолет», «Экипаж-тренажер». – К.: КИИГА, 1990. – С. 66 – 75.
8. *Кашматов В. И.* Об инвариантности по составляющей задающего воздействия в обратимой следящей системе // Эргономические вопросы безопасности полетов. –К.: КИИГА, – 1987. – С. 79 – 87.

В. Й. Кашматов

Застосування квазіпредметної системи керування кутовим положенням літака для переведення літака з горизонтального польоту в зниження по глісаді

Розглянуто недоліки системи директорного керування поздовжнім рухом літака під час заходу на посадку, що знижують безпеку польоту. Запропоновано квазіпредметну систему керування кутовим положенням за тангажем для директорного керування входом у глісаду і зниженням по глісаді, що раціонально використовує моторні властивості людини.

V. I. Kashmatov

Application of quasi-object control systems by angular position of airplane for the translation of airplane from horizontal flight in a glide slope approach

The lacks of the existent control system director control mode of longitudinal motion are considered at landing approach reducing safety of flight quasi-object control systems by angular position is offered on pitch for a director control mode included glide slope approach and glide slope desent rationally using the motive capabilities of human control.