

Интеллектуальные системы на вертолете (часть 1)

Аннотация. Традиционные методы конструирования приводят к большим затратам при разработке новых системы управления полетом. Это особенно верно при наличии перекрестных связей и нелинейностей, как у вертолетов. Поэтому разрабатываются такие методы, как метод линеаризации обратной связи или метод динамической инверсии, которые не могут дать улучшения характеристик из-за постоянной зависимости от точного знания динамики системы. Адаптивное управление на базе нейросети может компенсировать неизвестные нелинейности при линеаризации обратной связи.

Ключевые слова: система управления, конструкция, нейромикрокомпьютер, адаптивные методы, аппроксимация нелинейных связей.

Введение

Основанные на нейросети управляющие устройства - контроллеры - очень похожи на традиционные элементы адаптивного управления. Нейросети рассматриваются как в большой степени нелинейные элементы управления, которые позволяют иметь четкое преимущество в достижении требуемых характеристик системы по сравнению с более привычными элементами адаптивного управления с линейными параметрами. Общий подход к конструированию системы управления с нейромикрокомпьютером заключается в том, что проектирование и внедрение высокопроизводительных контроллеров (управляющих устройств) проводится при моделировании на нелинейной модели, в которой уравнения движения известны не полностью. Это приводит к необходимости использовать аппроксимированную нелинейную модель, которую берут для проведения моделирования с целью синтеза контроллера.

Наибольшим препятствием развитию использования нейромикрокомпьютеров для вертолетов, по-видимому, служила большая, по сравнению с самолетом, сложность математической модели объекта управления. Однако с увеличением роли вертолетов как летательных аппаратов, с ростом их энергетических и маневренных возможностей, ростом нагрузок на летчика в связи с выполнением им все большего объема работ автоматизация режимов полета

стала единственным средством расширения возможностей вертолета в целом. В связи с этим большое внимание ученых и инженеров было направлено на разработку таких моделей движения [1-7] и решение задач автоматизации выполнения полета вертолета, в том числе и беспилотного вертолета [8].

Главной задачей искусственного интеллекта на вертолете является автоматизация полета, а в случае беспилотного вертолета - полная автономность полета, т.е. построение системы управления полетом, позволяющей ему совершать автоматический полет на всех предусмотренных для вертолета режимах, включая случаи возможных отказов. В этом направлении уже имеется определенный объем наработок по автоматизации полета, в том числе и на основе теории оптимального управления [9, 10]. Проблемы применения искусственного интеллекта на вертолете остаются весьма сложной и привлекает многих исследователей.

1. Нейросети в конструкции систем управления

Управление нелинейной системой посредством линеаризации обратной связи хорошо известно и применяется для управления большого разнообразия нелинейных динамических систем. В частности, на этот подход направлено внимание в управлении летательными аппара-

тами при проведении теоретических и прикладных исследований, завершающихся многочисленными реальными летными испытаниями, включая большое разнообразие летательных аппаратов, в том числе VTOL (вертикально взлетающие летательные аппараты), STOL (летательные аппараты с коротким взлетом) и вертолеты. С точки зрения разработки управления главное достижение - это то, что нелинейная динамика превращается в эквивалентную линейную систему, имеющую стандартную форму. Линейная модель используется в разработке контроллера для достижения требуемой ответной реакции на команду летчика, основанной на критериях качества управляемости и заданных показателей маневренности. Стоимость, связанная с проектированием системы управления полетом, может быть значительно снижена, а летные характеристики улучшены, поскольку многие неопределенности, связанные с линеаризацией модели при небольших возмущениях, отпадают.

Для использования в существенно нелинейных системах весьма подходят нейросети в комбинации с нелинейными контроллерами, спроектированными на базе линеаризации обратной связи. Чтобы компенсировать ошибку инверсии, которая может возникнуть от несовершенного моделирования, инверсии аппроксимации или внезапных и неожиданных изменений в динамике требуются нейросети, способные к обучению. Разработано [12] правило установки постоянных весовых коэффициентов внутри нейросети. При средней степени нелинейностей, представляющих ошибку инверсии, алгоритм адаптации гарантирует, что все системы в цепи управления связаны единообразно и что весовые коэффициенты в нейросети стремятся к постоянным величинам. Для иллюстрации характеристик нейросети, основанной на алгоритмах адаптации, представлены результаты моделирования на модели вертолета АН-64.

Разрабатываются (например, в [13]) такие методы, как метод линеаризации обратной связи или метод динамической инверсии. Несмотря на большие возможности этих методов, они имеют недостатки - не могут дать в действительности большой экономии или улучшения характеристик из-за постоянной зависимости от точного знания динамики системы.

Развивающиеся подходы к прямому адаптивному управлению на основе нейросети позволяют уменьшить отрицательное влияние линеаризации обратной связи [14]. Линеаризовать динамику системы позволяет простая модель динамики летательного аппарата. Управляющее устройство затем дополняется нейросетью для улучшения ответной реакции путем аннулирования влияния ошибок инверсии в полете. Нелинейное управление достигается посредством использования инверсного преобразования. Нейросеть имеет специфику в виде перспективных статических законов управления, полученных на основе теории Ляпунова [15]. Как результат адаптации в процессе испытаний в большой степени уменьшаются требования к предварительному знанию динамики системы. Это оказывает существенное влияние на стоимость разработок управления полетом, уменьшая зависимость от данных продувок в аэродинамических трубах. Выигрыш от адаптации в процессе эксплуатации также распространяется на режимы полета, где аэродинамические характеристики трудно (если вообще возможно) получить (например, в процессе резкого маневрирования на больших углах атаки).

Изучение в процессе моделирования [11] показало возможность приложения адаптивного нелинейного метода к управлению различными летательными аппаратами. Эти аппараты включают, в частности, аппараты с поворотными винтами и вертолеты, в том числе и беспилотные. Представляется перспективной разработка системы управления, включающей адаптивный контроллер (управляющее устройство) по угловому положению и по управлению по траектории. В [11-13] показаны результаты численного моделирования системы управления траекторией, а также предварительные результаты летных испытаний для системы управления по угловой скорости и положению.

Для компенсации инверсной ошибки применяется нейросеть, во внутренней архитектуре которой используется линеаризация обратной связи. Внутренний (on-line) адаптивный подход применяет концепцию [16], в которой при переменном управляющем сигнале динамика линейна. Главное расширение этой концепции - приложение к случаю, где динамика нелинейна как по состоянию, так и по управлению.

2. Управляющее устройство по углу и угловой скорости

Проектирование системы начинается с аппроксимированной линейной модели динамики вращения вертолета, которая должна быть приведена к нормальным эксплуатационным условиям.

$$\Theta = A_1 X_1 + A_2 \omega + B_1 \delta_{COL} + B_2 \delta \quad (1)$$

В уравнении (1) $\Theta = [\vartheta \gamma \psi]^T$ - вектор углового положения тела, $\omega = [\omega_x \omega_y \omega_z]^T$ - вектор угловых скоростей относительно осей, ϑ, γ, ψ - углы Эйлера - тангаж, крен, и курс соответственно, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - угловые скорости по связанным осям вертолета.

Вектор стандартных входных сигналов управления вертолетом δ содержит продольный (δ_b) и боковой (δ_k) циклические шаги и общий шаг рулевого винта (ϕ_{pb}).

A_1, A_2 и B_1, B_2 представляют соответственно матрицы аэродинамических производных устойчивости и управляемости в точке нормальных эксплуатационных условий.

В этой формулировке положение общего шага несущего винта представляется как дополнительное переходное состояние (т.е. принимается относительно медленным), так что $X_1 = [V_x, V_y, V_z, \phi]^T$, V_x, V_y, V_z - скорости полета по осям вертолета; ϕ - угол общего шага несущего винта.

“Псевдоуправляющий” вектор U задается в виде:

$$U = U_C - U_{AD} \quad (2)$$

Элементы U_C - выходы независимых линейных управляющих устройств, каждый из которых работает с соответствующим сигналом ошибки. Для отслеживаемой ошибки в каждом канале используется конструкция линейного управляющего устройства. Система управления по углу для канала тангажа показана на Рис. 1.

$$U_C = K_p (\vartheta_c - \vartheta) + K_d (\vartheta_c^* - \vartheta^*) + \vartheta_c^{**} \quad (3)$$

где ϑ - угол тангажа (угол Эйлера). Применяется фильтр управления второго порядка, а вторая производная по времени от управляющего сигнала подается в прямую цепь. Левая часть уравнения (1) устанавливается равной псевдоуправлению для каждого канала. В результате получается решение вектора управления вертолета:

$$\delta = B_2^{-1} (U - A_1 X - A_2 \omega). \quad (4)$$

Линейная модель при инвертировании - это только аппроксимация динамики вертолета, что, следовательно, будет давать ошибку в каждом канале. Выход нейросети U_{AD} служит для погашения ошибки инверсии посредством обучения внутри сети. Обучение выполняется по модернизированному правилу простых весовых коэффициентов по теории Ляпунова.

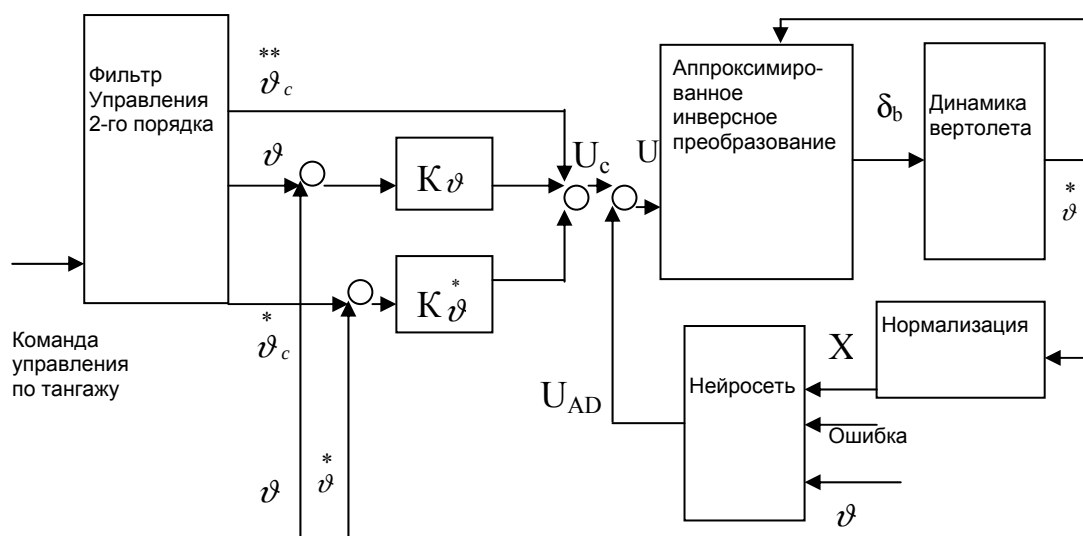


Рис. 1. Блок-схема системы управления положением со стабилизацией углового положения (АСАН) для продольного канала

Рассматриваемая конструкция использует многослойную нейросеть с сигмоидной функцией активности в скрытом слое. Нейросеть этого типа способна аппроксимировать любые гладкие функции с любой заданной точностью, обеспечиваемой достаточным числом скрытых слоев нейросети. Входы в нейросеть по каждому каналу принимаются как меняющиеся углы Эйлера по тангажу, крену и курсу и соответствующее псевдоуправление.

В некоторых задачах пилотирования может быть предпочтительнее система управления по угловой скорости. В этом случае добавляют действие интегрирования в линейное управляющее устройство для обеспечения углового положения, заданного по РСАН (управление по угловой скорости с выдерживанием углового положения).

3. Приложение к управлению полетом вертолета

Управление прямого адаптивного отслеживания передается контроллеру стабилизации пространственного положения вертолета. В архитектуре управления используется спроектированный вне контура “Процессор переменной инверсии динамики (RDIP) (Rotational Dynamics Inversion Processor)” [17] для обратного преобразования переменной динамики от управляющих входов к выходам по угловому ускорению. Процессор обратного преобразования основан на линейном уравнении момента с табличным заданием производных устойчивости и управления по скорости. Используется адаптивный закон для улучшения характеристик и точности системы управления по сравнению с использованием только законов RDIP.

Блок-схема системы управления включает только управление угловым положением системы управления вертолетом. Переменные, которым управляет внутренний контур, это величины углов крена, тангажа, курса. Если RDIP работает хорошо, ускорения летательного аппарата по углам Эйлера будут соответствовать величинам:

$$\overset{**}{\vartheta} = U_{\vartheta}; \quad \overset{**}{\gamma} = U_{\gamma}; \quad \overset{**}{\psi} = U_{\psi}. \quad (5)$$

так что каждый канал независим. В общем, RDIP требует табличного задания производных устойчивости и управления и балансирующих

величин по скорости полета и по высоте. RDIP не совсем совершенен, поскольку основан на линеаризованной модели. Более того, неопределенность модели вызывает дальнейшее ухудшение инверсных характеристик. Таким образом, включение нейросети в контур RDIP компенсирует внутри контура ошибку инверсии в процессе полета. Ошибка инверсии может быть представлена как функция псевдоуправления ($U_{\vartheta}; U_{\gamma}; U_{\psi}$) в дополнение к производным состояния ($V_x, V_y, V_z, \vartheta, \gamma, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z$).

Для обоснования исследований разработана экспериментальная установка для управления полетом с использованием беспилотного вертолета Ямаха R-50. Создание установки [14] для исследований по беспилотному летательному аппарату (UAVRF) было начато в июне 1997 г. Установка предназначена для испытаний перспективных алгоритмов полета беспилотных вертолетов и состоит из двух вертолетов Ямаха модели R-50.

Для моделирования разработана нелинейная модель вертолета R-50, основанная на математической модели [15]. Модель включает в дополнение к 6 степеням свободы фюзеляжа маховое движение несущего винта первого порядка и квазистатическое представление потоков от несущего и рулевого винтов. Эта модель модифицирована для включения упрощенной модели управления несущим винтом, модели радиоуправления летчиком и упрощенных моделей двигателя и стабилизатора оборотов.

Управляющее устройство может быть выполнено различным для каждой из трех осей независимо от того, какова система управления - по углу или по угловой скорости. Качества управления заданы предварительно использованием фильтров управления, которые служат как ограничению скорости входного сигнала, так и в качестве модели требуемой ответной реакции. Спецификация “хорошей” управляемости еще не достаточно точно определена для беспилотных вертолетов и требует дальнейших исследований.

Траекторное управляющее устройство конструирует в форме внешней обратной связи по отношению к системе управления угловым положением. Связь между компонентами ускорения относительно центра масс и компонентами внешних сил, действующих на летательный аппарат, можно выразить в виде:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = L_{vb}(\nu, \gamma, \psi) * \begin{bmatrix} Fx/m \\ Fy/m \\ Fz/m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

X, Y и Z - компоненты положения центра масс земной системе координат,

L_{vb} - матрица перехода от системы координат, связанной с летательным аппаратом, к земной системе,

ν, γ, ψ - углы Эйлера - тангаж, крен, и курс соответственно,

F_x, F_y и F_z - компоненты суммарной аэродинамической силы по связанным осям,

m - масса аппарата и g - постоянная силы тяжести.

Синтез управления отслеживанием траектории [18] предусматривает формирование команд псевдоуправления в виде:

$$U_1 = K_x (X_c - X) + K_{\dot{x}} (\dot{X}_c - \dot{X}) + \ddot{X}_c \quad (7)$$

$$U_2 = K_y (Y_c - Y) + K_{\dot{y}} (\dot{Y}_c - \dot{Y}) + \ddot{Y}_c \quad (8)$$

$$U_3 = K_z (Z_c - Z) + K_{\dot{z}} (\dot{Z}_c - \dot{Z}) + \ddot{Z}_c \quad (9)$$

где индекс c означает управляющую величину. Далее, левая часть уравнения (6) заменяется величинами составляющих псевдоуправления U_1, U_2 и U_3 , рассчитанными по уравнениям (7)-(9). Это даст в результате набор алгебраических уравнений, которые можно преобразовать к виду:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 - g \\ U_3 \end{bmatrix} = L_{vb}(\nu, \gamma, \psi) * \begin{bmatrix} Fx/m \\ Fy/m \\ Fz/m \end{bmatrix} \quad (10)$$

Уравнение (10) можно использовать для расчета величин углов тангажа и крена, необходимых для управления в горизонтальном полете (по X и Z , по скорости и ускорению). Для упрощения вычисления сделана определенная аппроксимация. По уравнению (10), имеем в результате:

$$A = \sqrt{U_1^2 + U_2^2 + (U_3 - g)^2} \quad (11)$$

где A - специальная величина аэродинамической силы, которую можно замерить, используя измерение ускорения по трем осям. Принимая, что величина этой специальной аэродинамической силы в основном создается общим шагом, можно синтезировать простое линейное управ-

ляющее устройство, чтобы удовлетворить уравнению (11). Обозначив правую часть уравнения (11) как A_0 , получим интеграл от разницы величин A_0 и A для определения величины управления общим шагом.

Чтобы ограничить скорости изменения управляющего сигнала и получить желаемое качество управляемости, управляющие сигналы по горизонтальной скорости пропускаются через фильтр первого порядка, а управляющий сигнал по углу пропускается через фильтр второго порядка. Здесь сделано определенное упрощение:

- во-первых, величины управляющих сил по циклическому шагу и педалям принимаются существенно меньшими, чем по общему шагу и, следовательно, ими можно пренебречь;

- во-вторых, F_x и F_z (т.е. составляющие аэродинамической силы по связанным осям OX и OZ) принимаются существенно меньшими по величине, чем F_y (компонента силы по оси OY) и, следовательно, ими также можно пренебречь в уравнении (9). При этом выражения в замкнутой системе для требуемой величины углов тангажа и крена могут быть получены в виде:

$$\vartheta = \tan^{-1} \left(\frac{U_1 \cos \Psi_c + U_2 \sin \Psi_c}{U_3 - g} \right) + \vartheta_{\text{бал}} \quad (12)$$

$$\gamma = \sin^{-1} \left(\frac{-U_1 \sin \Psi_c + U_2 \cos \Psi_c}{\sqrt{U_1^2 + U_2^2 + (U_3 - g)^2}} \right) + \gamma_{\text{бал}} \quad (13)$$

где ϑ и γ - требуемые величины углов тангажа и крена соответственно, а Ψ_c - заданный угол курса. Величины ϑ и γ , рассчитанные по уравнениям (12) и (13) для всех Ψ_c , используются как управляющие входные сигналы во внутреннем контуре управления угловым положением, показанным на Рис.1, который в свою очередь будет определять входные сигналы на исполнительные элементы по циклическому шагу и по педалям.

4. Результаты испытаний

Система RCAN (Rate Command, Attitude Hold System- управление по угловой скорости с выдерживанием углового положения) была поставлена на вертолет Ямаха R-50 [11]. Возможность нейросети компенсировать ошибки инверсии и улучшать характеристики отслеживания заданных параметров весьма очевидны.

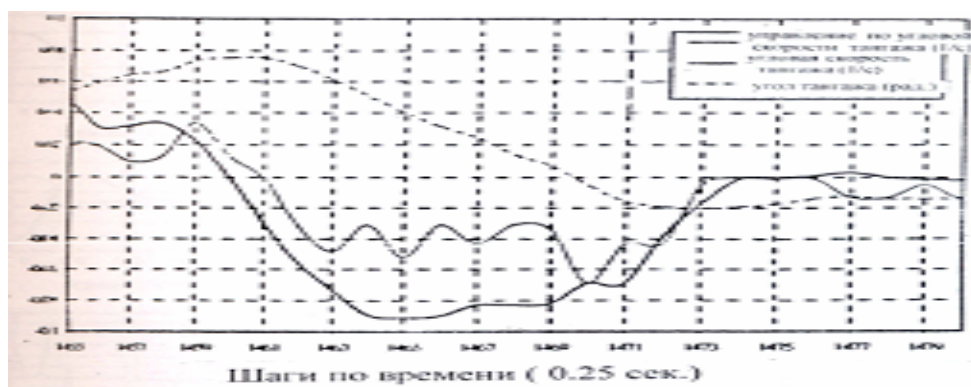


Рис. 2. Предварительные летные испытания продольного канала RCAN без адаптации

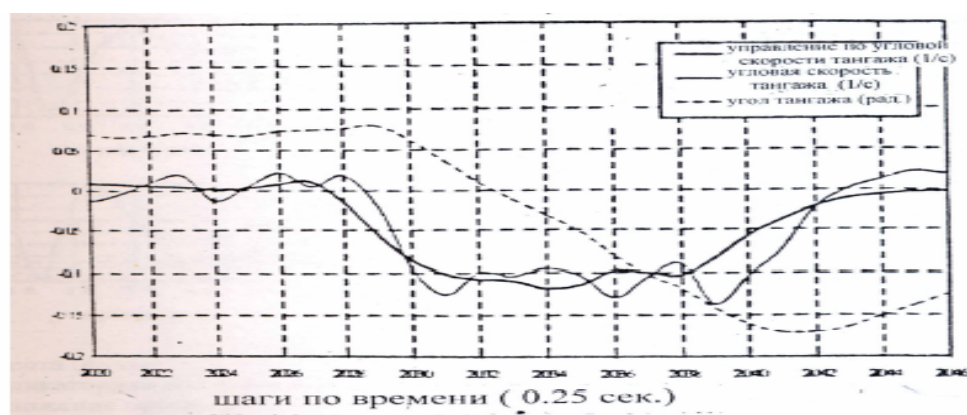


Рис. 3. Предварительные летные испытания продольного канала RCAN с адаптацией

Рис. 2 и Рис. 3 показывают результаты предварительных летных испытаний для системы по каналу тангажа соответственно с предварительной адаптацией нейросистемы (Рис. 3) и без предварительной адаптации (Рис. 2). Видно, что нейросистема компенсирует ошибки инверсии и улучшает переходные характеристики.

5. Оценка системы адаптивного управления полетом

Оценка была выполнена [12] с использованием специальной программы моделирования на базе данных вертолета АН-64 (Apache) с аэродинамическими данными для моделирования вертолета из [18]. Проиллюстрированный маневр - это расширение эллиптического разворота, рекомендованного как тест на точность выполнения для достаточно авторитетных контроллеров. Рис. 5 показывает изменение управления по времени выполнения маневра.

6. Летная оценка АСАН¹

Для процесса преобразования при моделировании влияния неопределенностей были использованы только производная устойчивости, производная по управлению и балансирующие значения. Рис. 4 показывает результаты эксперимента при сравнении отфильтрованных команд с действительными ответными реакциями (как при введении адаптивной нейросети, так и без нее). Показаны ответные реакции по углам в трех каналах управления. Влияние инверсной ошибки в канале крена не слишком очевидно, как и то, что аппарат почти неустойчив в этом канале в процессе эллиптического разворота, в то время как выдерживание заданных команд при моделировании с введением адаптивной в контуре (on-line) нейросети

¹ Attitude Command/Attitude Hold - управление по угловому положению/ выдерживание углового положения

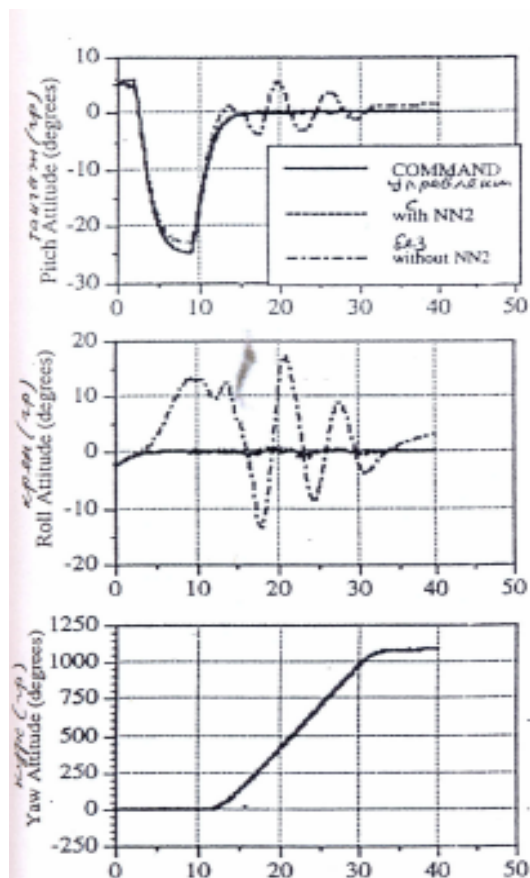
Предварительная оценка [13] характеристик траекторного контроллера была выполнена с использованием нелинейной модели вертолета Ямаха R-50. Рис. 6 показывает характер управления и ответной реакции контроллера в поперечном канале управления с адаптацией нейросети соответственно для стандартной двойной дачи.

На Рис. 7 показано, что в результате управления получена траектория, состоящая из вер-

тикального набора, взлета, висения, горизонтального полета, полета боком, полета назад, части эллиптического разворота и посадки.

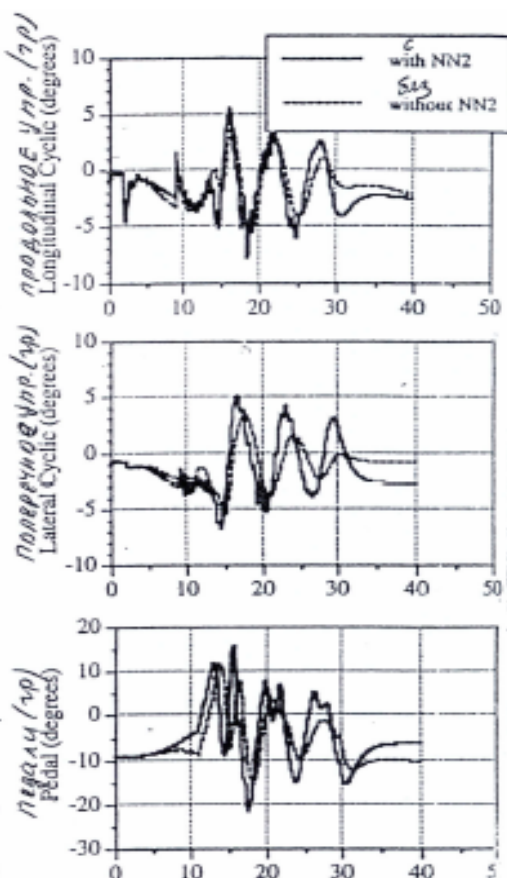
Заключение

Линеаризация обратной связи - реальный подход к конструированию системы управления в полном диапазоне эксплуатационных



----- без нейросети

Рис. 4. Зависимость по времени углов тангажа, крена и курса вертолета



----- с нейросетью

Рис. 5. Зависимость по времени продольного, поперечного управлений и педалей

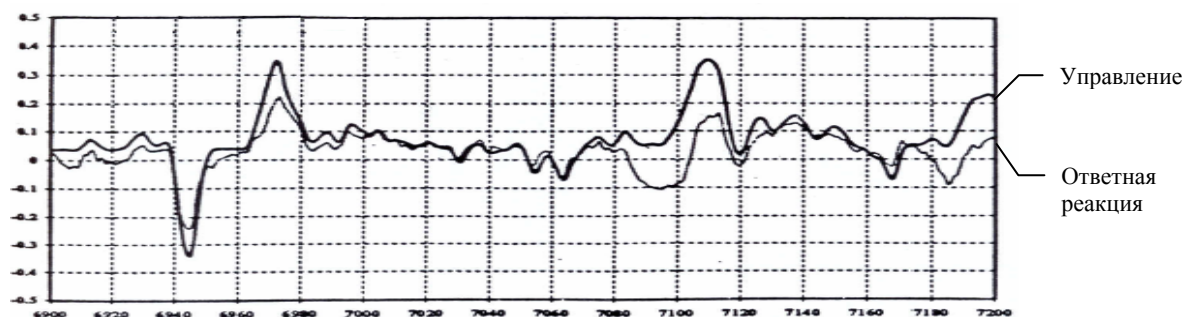


Рис. 6. Управление и ответная реакция в канале крена АСАН на двойную дачу

режимов, а адаптивные нейросети корректируют ошибки инверсии, наведенные неопределенностями модели и существенно уменьшают необходимость точной конструкции процесса инверсии. Результаты летных испытаний для системы управления по углу и угловой скорости показывают хорошие характеристики системы управления при наличии контроллера с адаптивной нейросетью.

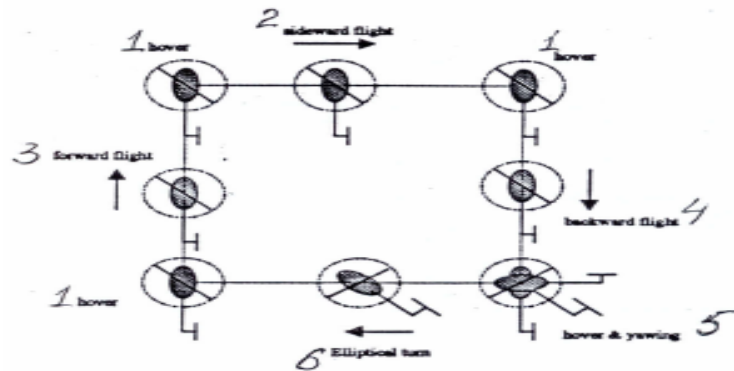


Рис. 7. Схема траекторного управления в моделировании

1 - висение; 2 - полет боком; 3 - полет вперед; 4 - полет назад;
5 - разворот по курсу на висении; 6 - эллиптический разворот

Литература

- Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. М.: Машиностроение, 1988, 143с.
- Браверман А.С., Вайнруб А.П. Динамика вертолетов. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988, 278 с.
- Брамвелл А.Р.С. Динамика вертолетов. М.: Машиностроение, 1982, 368 с.
- Джонсон У. Теория вертолета. М.: Мир, 1983, 1021 с.
- Есаулов С.Ю., Бахов О.П., Дмитриев И.С. Вертолет как объект управления. М.: Машиностроение, 1977, 190 с.
- Кожевников В.А., Рябошапка В.Г., Синтез оптимальных законов управления вертолетом на малой высоте. Труды ЦАГИ 1974 г.
- Никифорова Л.Н., Петросян Э.А., Галушкин А.И. Проблемы создания системы управления беспилотного вертолета. Труды VII научных чтений по проблемам вертолетостроения и аэродинамики, посвященных памяти академика Б.Н. Юрьева Москва, 1999.
- Petrosyan E. Aerodynamics Features of Coaxial Configuration Helicopter. p. 20-25 Air Fleet N 8, 1999.
- Никифорова Л.Н., Петросян Э.А., Галушкин А.И. Проблемы создания системы управления беспилотного вертолета. Труды VII научных чтений по проблемам вертолетостроения и аэродинамики, посвященных памяти академика Б.Н. Юрьева Москва, 1999.
- Nikiforova L.N. The solution of the Helicopter Flight Dynamics Tasks by the Method of Optimal Control Theory. Proceedings of 17 European Helicopter Forum. Germany 1991.
- Nikiforova L.N., Petrosian E.A., Feofilov E.B. On-Board Automation of Helicopter Flight Path Generation. Proceedings of Conference "Aviation Technologies-2000" Russia, 1997.
- Prasad, A.J., Calise J.V.R., Pei Y, Corban J.E.. Adaptive Nonlinear Synthesis and Flight Test Evaluation In an Unmanned Helicopter Presented for the 1999 IEEE International Conference on Control Application.
- Calise A.J., B.S.Kim, J.Leinter, J.V.R. Prasad. Helicopter Adaptive Flight Control Using Neural Networks. Georgia Institute of Technology School of Aerospace Engineering, Atlanta GA 30332, 1994.
- Calise A.J., Prasad J.V.R., Corban J.E. Flight Evaluation of Adaptive Neural Network Flight Controller of an Uninhabited Helicopter. XXV-th European Rotorcraft Forum, Italy, 1999.
- Calise A.J., and Rysdik R..T. Nonlinear Adaptive Flight Control Using Neural Networks. IEEE Control Systems Magazine, Vol. 18, No 6, pp.14-25, December 1999(1108, 1).
- Corban J.E., Calise J.V.R. and Prasad J.V.R. Implementation of Adaptive Nonlinear Control for Flight Test on an Unmanned Helicopter. Proceeding on the 37th IEEE Conference on Decision & Control, 1998.(1108,5).
- Sanner R.M. and Slotine J.J.E. Gaussian Networks for Direct Adaptive Control. IEEE Transactions on Neural Network, Vol. 3, No. 6, 1992, pp.837-863.(1076, 6).
- Gomi H. and Kawato M. Neural Network Control for Close-Loop System Using Feedback -Error -Learning. Neural Networks. Vol.3, No. 6 1993, pp. 933-946.
- Hefley R.K., Mnich M.A. Minimum Complexity Helicopter Simulation Model Math Model NASA CR-177476, USAAVSCOM Technical Report 87-A-7, April 1988 (1109,1).
- Troudet T., Garg S. and Merrill W.C. Neural Network Application to Aircraft Control System Design. Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, New Orleans, LA, Aug. 1991, pp 993-1009.
- McFarland M.B., and Calise A.J. Multilayer Neural Networks and Adaptive Nonlinear Control of Agile Anti-Air Missiles. Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Paper No. AIAA 97-3540, August 1997(1108, 2).
- 14 AH-64 Apache Engineering Simulator Program Documentation (FLIRT-Revision 5.0), McDonnell Douglas Helicopter Company, Mesa, AZ, April 1989 (1076,15).
- Corban J.E., Calise J.V.R. and Prasad J.V.R. Implementation of Adaptive Nonlinear Control for Flight Test on an Unmanned Helicopter. Proceeding on the 37th IEEE Conference on Decision & Control, 1998.(1108,5).
- Menson P.K.A., Badgent M.E., Walker R.A. and Duke E.L. Nonlinear Flight Test Trajectory Controllers for Aircraft. Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol.10, No.1, 1987, pp.67-72.

Никифорова Лидия Николаевна. Главный научный сотрудник Института программных систем РАН. Окончила в 1962 году Московский авиационный институт. Доктор технических наук. Автор более 50 печатных работ.