

Однопараметрическая адаптация системы самонаведения летательного аппарата

© А.Н. Клишин, Д.С. Колесникова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Постоянно возрастающие требования к качеству работы систем управления летательных аппаратов приводят к усложнению их структуры и, следовательно, синтеза. Это обстоятельство объясняет необходимость разработки и совершенствования алгоритмов управления, способных отвечать постоянно растущим требованиям к качеству управления. В связи с актуальностью задачи создания систем управления высокоточных летательных аппаратов проанализированы особенности использования адаптивных систем управления. Рассмотрена система управления летательного аппарата с однопараметрической адаптацией, реализующей самонаведение на конечном участке траектории. В результате анализа опорной траектории движения летательного аппарата сформированы критерии выбора параметра адаптации. Проведен сравнительный анализ различных параметров адаптации и предложена методика оценки эффективности их использования. Процедура работы адаптивной системы продемонстрирована на типовой модели движущегося в атмосфере летательного аппарата при наведении на неподвижную цель. Приведены результаты численного моделирования и выявлена высокая эффективность разработанной методики.

Ключевые слова: летательный аппарат, самонаведение, адаптивная система управления, параметрическая адаптация

Введение. Летательный аппарат (ЛА) как объект управления представляет собой существенно нестационарное динамическое звено, так как на траектории его движения наблюдается интенсивное изменение скоростного напора и чисел Маха. Вследствие этого синтез систем управления подобными объектами является сложным многоитерационным процессом, включающим в себя такие процедуры, как линеаризация, последовательные приближения и оптимизация.

В настоящем исследовании в качестве ЛА рассмотрена модель гипотетической ракеты класса поверхность — поверхность. Траектория движения такого ЛА состоит из нескольких участков, различающихся особенностями работы и функционированием системы управления. На активном участке траектории полет ракеты характеризуется высокой динамичностью протекающих процессов. Аэродинамические коэффициенты, моменты инерции и положение центра масс ракеты (вследствие выработки запаса топлива) изменяются в широких пределах. Однако на данном участке парирование возмущений достаточно эффективно обеспечивается основной управляющей силой — тягой двигательной установки.

На пассивном участке траектории, напротив, компенсация возмущений различного рода на атмосферном участке существенно усложняется из-за отсутствия тяги. Это означает, что точность выведения на попадающую траекторию напрямую зависит от количества учитываемых возмущающих факторов. Более того, управление полетом ЛА на конечном участке траектории является наиболее ответственным, потому что именно здесь ЛА входит в зону действия потенциального противника. Следовательно, система управления должна обладать значительной гибкостью, позволяющей совершать различные маневры, а также возвращать ЛА на попадающую траекторию [1].

Таким образом, возникает острая необходимость в синтезировании адаптивных систем управления различного вида, в которых нужный закон управления определяется автоматически посредством анализа поведения объекта в процессе текущего управления. Основная сложность разработки таких систем заключается в том, что к динамическим свойствам контуров адаптации предъявляются высокие требования, что существенно затрудняет их реализацию. Отдельной важной задачей является оптимизация таких систем управления [2].

Цель настоящего исследования заключается в формировании структуры и методики определения параметров системы управления летательного аппарата с однопараметрической адаптацией, позволяющей компенсировать влияние возмущающих воздействий на объект управления при наличии минимальной информации о векторе состояния летательного аппарата.

Анализ вариантов параметризации в адаптивных системах управления. Согласно теории автоматического управления [2], существует два подхода к синтезу адаптивных регуляторов — прямой и идентификационный. При прямом подходе настраиваемыми параметрами являются непосредственно коэффициенты закона управления. При этом количество настраиваемых параметров выбирается как можно меньшим. При идентификационном (непрямом) подходе сначала выполняется оценка необходимых для синтеза регулятора параметров, а также неизвестных параметров объекта и характеристик внешних воздействий. Затем проводится процедура совмещенного синтеза, при которой оценки параметров используются для вычисления коэффициентов, входящих в закон управления [3, 4].

Первый подход основан на принципе модального управления [4, 5], по которому для любого априори определенного объекта, применив вектор обратных связей по всем переменным состояниям, можно сформировать любую предварительно заданную динамику системы управления. Ее требуемые свойства обычно задаются в эталонной модели [3–5], которая включается в систему либо явно в виде динамического

звена, обладающего заданной реакцией на задающее воздействие, либо неявно, в виде некоторых параметров алгоритма адаптации. В результате создаются системы с явной эталонной моделью и системы с неявной эталонной моделью.

Сначала рассмотрим системы с явной эталонной моделью. В теории автоматического управления наблюдатель состояния (идентификатор состояния) представляет собой устройство, оценивающее вектор состояния по наблюдаемой переменной [3]. Его можно представить в виде модели объекта управления, на вход которой поступает такое же управляющее воздействие, как и на объект управления. Затем адаптивный регулятор на основе реакции явной эталонной модели и дополнительного сигнала коррекции (обратной связи) формирует желаемую динамику исходной системы (рис. 1).

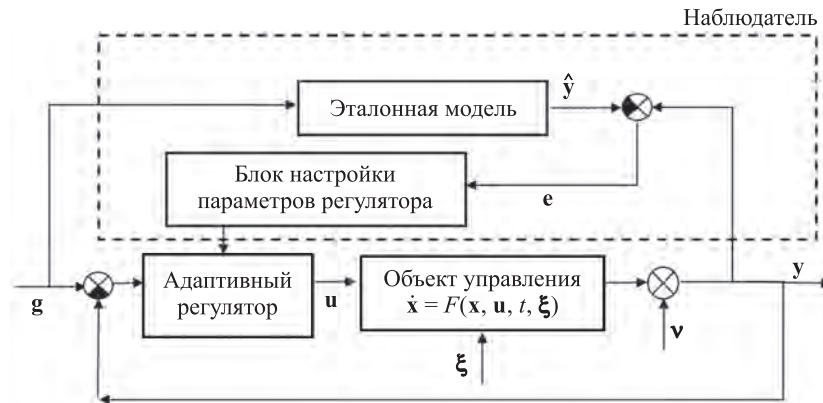


Рис. 1. Адаптивная система регулирования с наблюдателем Калмана

Систему, изображенную на рис. 1, можно представить в следующем виде [6]:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = F(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t, \xi) = (A(t) + A'(t))\mathbf{x} + (B(t) + B'(t))\mathbf{u} + \xi; \\ \mathbf{y} = C(t)\mathbf{x} + \mathbf{v}. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь \mathbf{x} — вектор фазового состояния объекта $\{\mathbf{x} \in R\}^n$ размерности n ; \mathbf{u} — вектор управлений $\{\mathbf{u} \in R\}^l$ размерности l ; \mathbf{y} — вектор выхода $\{\mathbf{y} \in R\}^m$ размерности m ; $A(t)$, $B(t)$, $C(t)$ — нестационарные матрицы, определяющие линейную составляющую поведения объекта; $A'(t)$, $B'(t)$ — нестационарные матрицы, определяющие нелинейные составляющие описания объекта; объект подвержен действию вектора возмущений ξ и шума (погрешности) измерений \mathbf{v} .

В системе (1) допустимо выделять стационарную часть и рассогласования:

$$A(t) = A_0 - \Delta A(t);$$

$$B(t) = B_0 - \Delta B(t);$$

$$C(t) = \Delta C(t),$$

где A_0, B_0 — матрицы, соответствующие стационарному режиму работы системы; $\Delta A(t)$, $\Delta B(t)$ и $\Delta C(t)$ — отклонения матриц от расчётного стационарного режима работы системы.

В данном случае в качестве эталонной модели предлагается использовать колебательное динамическое звено второго порядка для каждого канала наведения с передаточной функцией вида

$$W_M(p) = \frac{k}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1},$$

где p — оператор Лапласа; k — коэффициент усиления; T — постоянная времени; ξ — коэффициент демпфирования.

Собственное движение эталонной модели и собственное движение объекта различные, но переменные состояния модели служат оценками состояния объекта. Для систем непрерывного времени наблюдатель описывается уравнением

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}} = A(t)\hat{\mathbf{x}} + B(t)\mathbf{g} + L(t)(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}); \\ \hat{\mathbf{y}} = C(t)\hat{\mathbf{x}}, \end{cases}$$

где $\hat{\mathbf{x}}$ — вектор состояния наблюдателя $\{\hat{\mathbf{x}} \in R\}^n$ размерности n , являющийся оценкой состояния объекта; $\hat{\mathbf{y}} \in R^m$ — вектор выхода размерности m ; $L(t)$ — матрица коэффициентов обратной связи по невязке между выходами объекта и наблюдателя [5].

Синтез наблюдателя заключается в выборе матрицы $L(t)$.

Цель управления формируется следующим образом:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{e} = \lim_{t \rightarrow \infty} (\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}) \rightarrow 0,$$

где \mathbf{e} — вектор рассогласования между моделью и объектом.

Адаптация в представленной системе реализована посредством классического принципа самонастройки, где управляющий сигнал формируется по отклонению реакции настраиваемой системы на некоторое управляющее воздействие от реакции эталонной модели.

Формирование структуры адаптивной системы. Предварительный анализ помог выявить, что изложенный ранее принцип адаптации с эталонной моделью обладает рядом существенных недостатков, так

как требуется использование достаточно полной эталонной модели и введение в бортовую систему управления дополнительного следящего контура адаптации [4, 5]. Поэтому целесообразно синтезировать систему управления на основе систем с неявной эталонной моделью и параметрической настройкой [3]. Наблюдение за движением объекта в таких системах обеспечивает комплекс датчиков, измеряющих не компоненты состояния, а компоненты выхода объекта. В этом случае целесообразно использовать в законе управления не сами переменные состояния объекта, а их оценки, полученные с помощью наблюдателя более низкого порядка — наблюдателя Луенбергера [3]. Функциональная схема такой системы приведена на рис. 2.

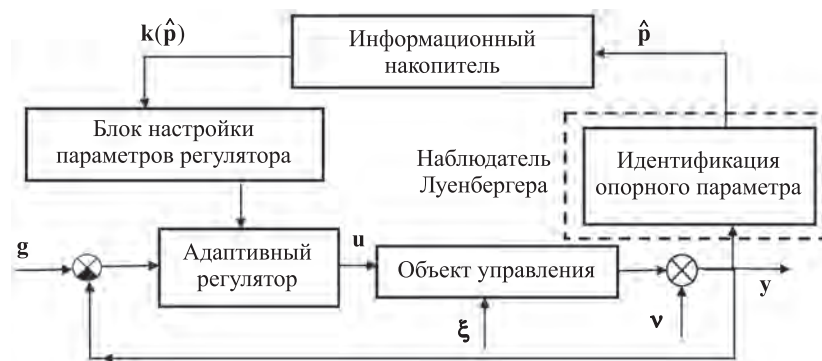


Рис. 2. Адаптивная система управления с однопараметрической адаптацией

Предложенная схема отличается тем, что в ней отсутствует эталонная модель, имитирующая желаемое поведение объекта управления. Датчик опорного параметра, представляющий собой наблюдатель состояния низкого порядка, имеет на выходе вектор оценки $\hat{\mathbf{p}}$ с учетом эквивалентных помех измерений. Этот сигнал поступает в информационный накопитель, состоящий из ячеек памяти, содержащих параметры управления в зависимости от значения опорного параметра, уровня действующих возмущений, погрешностей и иных ошибок измерений опорного параметра. Сигнал на выходе информационного накопителя $\mathbf{k}(\hat{\mathbf{p}})$ (вектор-функция) на основе сформированной базы данных выдает в блок настройки параметров регулятора необходимую информацию, полученную по результатам измерения опорного параметра. Возможность реализации такого подхода обусловлена тем, что в пределах сравнительно узкой трубки траекторий рассматриваемого ЛА закон изменения некоторых параметров движения от одной траектории к другой остается практически одним и тем же [7].

Формирование методики выбора параметра адаптации. Достаточно важной задачей на этапе реализации предложенной адап-

тивной системы управления является корректный подбор контролируемого опорного параметра, который должен обеспечить максимальную эффективность функциональной адаптации. В данном случае необходимость оценки эффективности обусловлена использованием выбранного параметра в качестве одного из аргументов некоторой точной функции (функции промаха), накладывающей определенные ограничения на решение задачи квазиоптимального управления [2, 6].

При этом выбор опорного параметра представляет собой достаточно сложную задачу, для решения которой необходимо соблюдать следующие требования, чтобы обеспечить выполнение методических действий (по методике определения опорного параметра) в приведенной ниже последовательности:

1) выдвинуть требования к опорному параметру, использование которого в данной системе позволило бы иметь наиболее полное представление об объекте управления;

2) подобрать ряд параметров и проанализировать их применимость на основе соответствия выдвинутым требованиям;

3) сформировать критерий эффективности, для того чтобы было можно судить об эффективности использования того или иного параметра из множества тех, что отвечают всем требованиям;

4) оценить множество подобранных параметров согласно сформированному критерию эффективности.

На основе анализа динамики полета ЛА и физической реализуемости предлагаемой адаптации, а также исходя из конечных требований для реализации подобных систем управления, были сформулированы пять требований к функции опорного параметра.

1. График функции опорного параметра во времени должен мало изменяться от траектории к траектории в рамках исследуемой зоны достижимости.

2. Опорный параметр должен представлять собой непрерывную функцию времени, так как в ином случае одному и тому же управляющему коэффициенту будут соответствовать два параметра опорной функции.

3. Первая производная опорного параметра также должна быть непрерывной, потому что в противном случае могут возникнуть бесконечно большие силы и моменты, действующие на ЛА.

4. Вторая производная опорного параметра должна быть ограничена, поскольку присутствуют физические ограничения по максимально возможному отклонению органов управления.

5. Опорный параметр должен быть измерен на борту ЛА в процессе полета, поэтому нежелательно использовать дополнительную аппаратуру (датчики и приборы), усложняющую и удорожающую конструкцию ЛА. Рекомендуется выбирать параметры, получаемые с помощью уже имеющейся бортовой измерительной аппаратуры.

Требование 2 может быть нарушено при условии, что функция опорного параметра имеет не более одного экстремума. Это обусловлено тем, что при наличии информации о производной опорного параметра можно однозначно определить отображение в том случае, когда имеется строго по одному участку возрастания и убывания опорного параметра. Однако тогда возникает необходимость использовать адаптивную систему с переменной структурой, относящуюся к классу нелинейных [2].

Математическая модель полета. Для поиска параметров, отвечающих выдвинутым требованиям, была выбрана математическая модель произвольного ЛА (отделяемой головной части). Схематичное изображение рассматриваемого ЛА приведено на рис. 3.

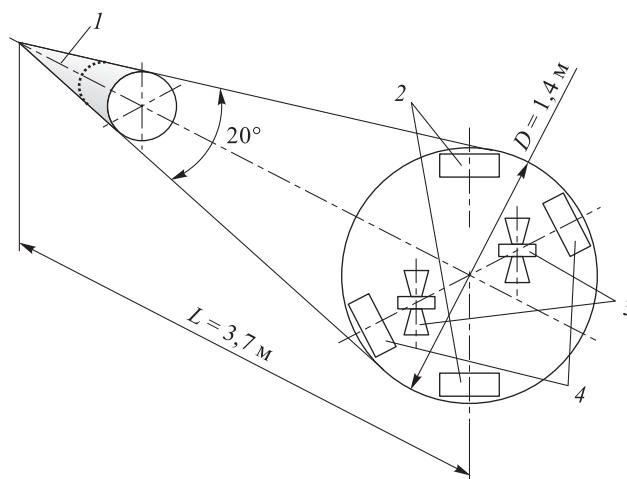


Рис. 3. Схематичное изображение рассматриваемого летательного аппарата:

1 — сбрасываемый обтекатель; 2 — щитки канала тангажа;
3 — сопла канала крена; 4 — щитки канала крена

Движение рассматривается на участке самонаведения. Система управления состоит из канала крена, по которому осуществляется стабилизация относительно нуля, канала тангажа и канала рысканья (курса), по которым и выполняется непосредственно наведение.

Для проведения цифрового моделирования было разработано программное обеспечение, реализованное на языке программирования C++. Математическая модель управляемого движения ЛА формируется исходя из ряда принятых подходов и допущений [1]:

— полет ЛА происходит в стандартной атмосфере (ГОСТ 4401–81) при полном безветрии;

— ЛА является абсолютно твердым телом постоянной массы с постоянными моментами инерции I_x , I_y , I_z ;

– поверхность Земли задана моделью вращающегося эллипсоида Красовского, гравитационное поле Земли соответствует модели Красовского;

– аэродинамические характеристики ЛА полностью определены и зависят от числа Маха, углов атаки и скольжения;

– начальные условия процесса самонаведения считаются полностью определенными;

– задана номинальная точка положения ЛА в момент начала самонаведения, находящаяся над поверхностью Земли на высоте $H = 40$ км;

– в номинальной точке считается известной скорость движения ЛА ($V_0 = 4800$ м/с);

– углы атаки и скольжения ЛА при начале самонаведения считаются нулевыми, угловые скорости вращения ЛА относительно центра масс считаются заданными.

Характерный вид траектории, описывающей движение ЛА на ее указанном участке при наведении на цель с координатами $X_{ц} = 50\,000$ м, $Y_{ц} = 0$, $Z_{ц} = 0$, показан на рис. 4. Зависимости изменения аэродинамических углов атаки и скольжения за время полета ЛА, характеризующие спектр обтекания летательного аппарата и позволяющие судить об устойчивости полета, приведены на рис. 5.

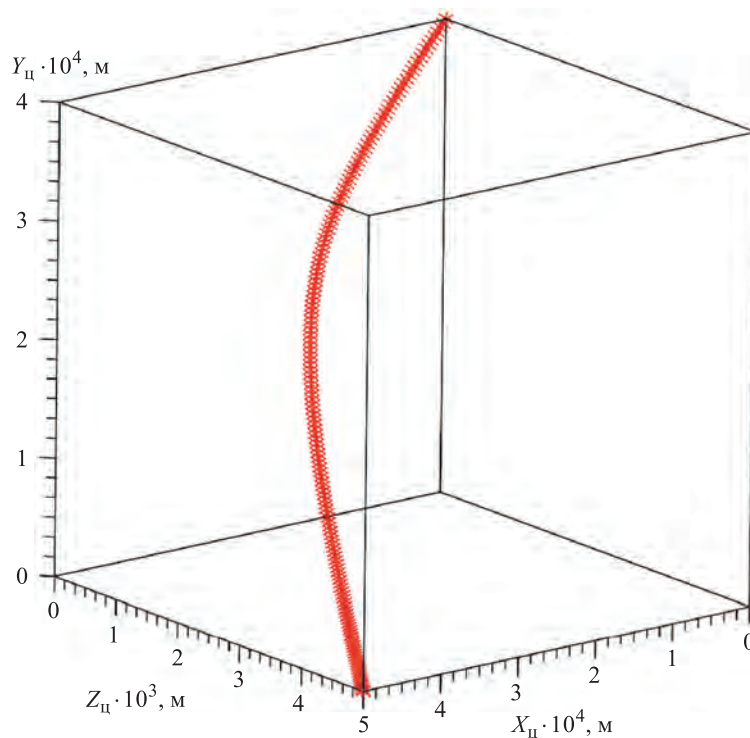


Рис. 4. Траектория движения летательного аппарата

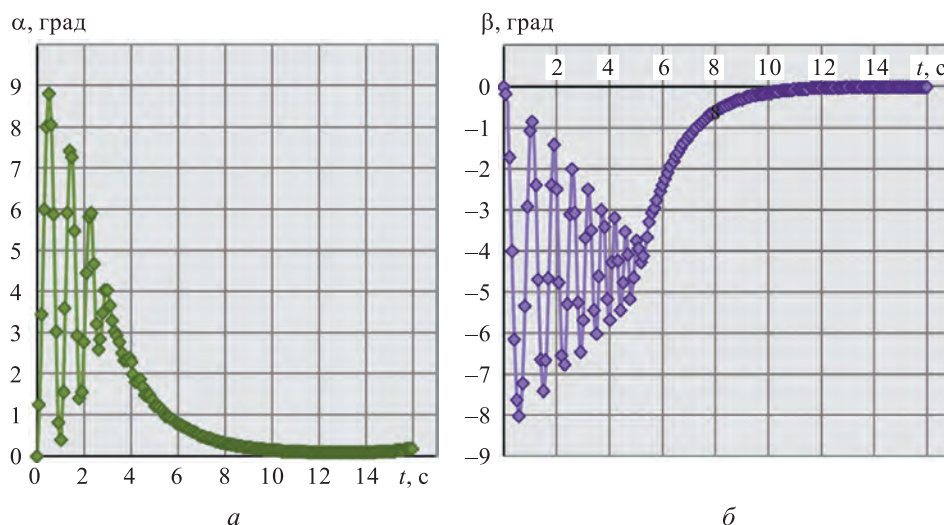


Рис. 5. Изменение аэродинамических углов за время полета летательного аппарата:
 a — угол атаки; b — угол скольжения

Анализ и подбор параметров адаптации. Посредством анализа моделируемых траекторий среди множества существующих зависимостей, так или иначе характеризующих параметры траектории и динамику ЛА в целом, были рассмотрены те, которые сравнительно слабо изменяются в зависимости от положения цели. Такое ограничение обусловлено тем, что использование закона управления на основе выбранного опорного параметра предполагается не для одной конкретной траектории с фиксированным положением цели, а для трубки траекторий.

В данном случае очень важна непосредственная возможность распространения полученного закона управления на как можно большую область пространства. В связи с этим такие параметры, как дальность, высота полета, а также проекции скорости ЛА на оси нормальной земной или связанной систем координат не подлежат дальнейшему анализу. Кроме того, поскольку выбранный опорный параметр будет использоваться в качестве аргумента функции коэффициентов управления, нецелесообразно рассматривать процессы с высокой динамичностью. Поэтому аэродинамические углы, а также углы, описывающие ориентацию положения ЛА в пространстве, — углы тангажа, рысканья и крена, также не подлежат дальнейшему анализу.

В качестве опорного параметра были рассмотрены следующие зависимости:

- скоростной напор q , Па;
- плотность ρ , кг/м³;
- проекция ускорения на продольную ось ЛА по модулю $|j_x|$, м/с²;

- проекция перегрузки на продольную ось ЛА по модулю $|n_x|$;
- скорость изменения числа Маха \dot{M} , 1/с;
- проекция ускорения свободного падения на ось OY_g нормальной земной системы координат g_{Yg} , м/с²;
- проекция ускорения свободного падения на ось OX_g нормальной земной системы координат g_{Xg} , м/с²;
- географическая широта B , град (зависимость изменения географической долготы имеет подобный характер, поэтому предлагается рассматривать лишь один из этих параметров).

Зависимости выбранных параметров от времени приведены на рис. 6, а–з. В данном случае моделирование проводилось для тестовой траектории с положением цели в точке с координатами $X_{ц} = 50\,000$ м, $Z_{ц} = 0$.

Все подобранные параметры представляют собой непрерывные дифференцируемые функции (см. рис. 6). Следовательно, они удовлетворяют требованиям 2–4. Для дальнейшего анализа выполнения требования 1 необходимо проанализировать изменение выбранных зависимостей от траектории к траектории.

Опорные параметры в зависимости от времени для двух тестовых траекторий с координатами цели $X_{ц} = 50\,000$ м, $Z_{ц} = 0$ и $X_{ц} = 60\,000$ м, $Z_{ц} = 25\,000$ м представлены на рис. 7. Выбор таких положений цели обусловлен исходным размером зоны достижимости. Одна из зависимостей соответствует попаданию в центральную точку исследуемой зоны, другая — в крайнюю точку, для которой значение промаха составляет 5 м.

Данное требование обусловлено необходимостью использования конечного выбранного опорного параметра в качестве аргумента функции, определяющей вид закона управления. Поэтому для полного перекрытия площади зоны достижимости с помощью функциональной настройки с опорным параметром необходимо обеспечить «гибкость» закона управления, используя априорную информацию о положении цели [8, 9]. В таком случае справедливо распространить принятый закон на определенный участок земной поверхности.

Сравнение графиков, представленных на рис. 7, показало, что такие параметры, как плотность, географическая широта и проекции ускорения свободного падения на оси нормальной земной системы координат, незначительно различаются в зависимости от изменения положения цели. Именно эти параметры удовлетворяют требованию 1. Однако проведенного анализа недостаточно для формирования корректной оценки результатов моделирования. Самое главное при выборе того или иного параметра — существует ли возможность использовать его в качестве аргумента функций коэффициентов управления.

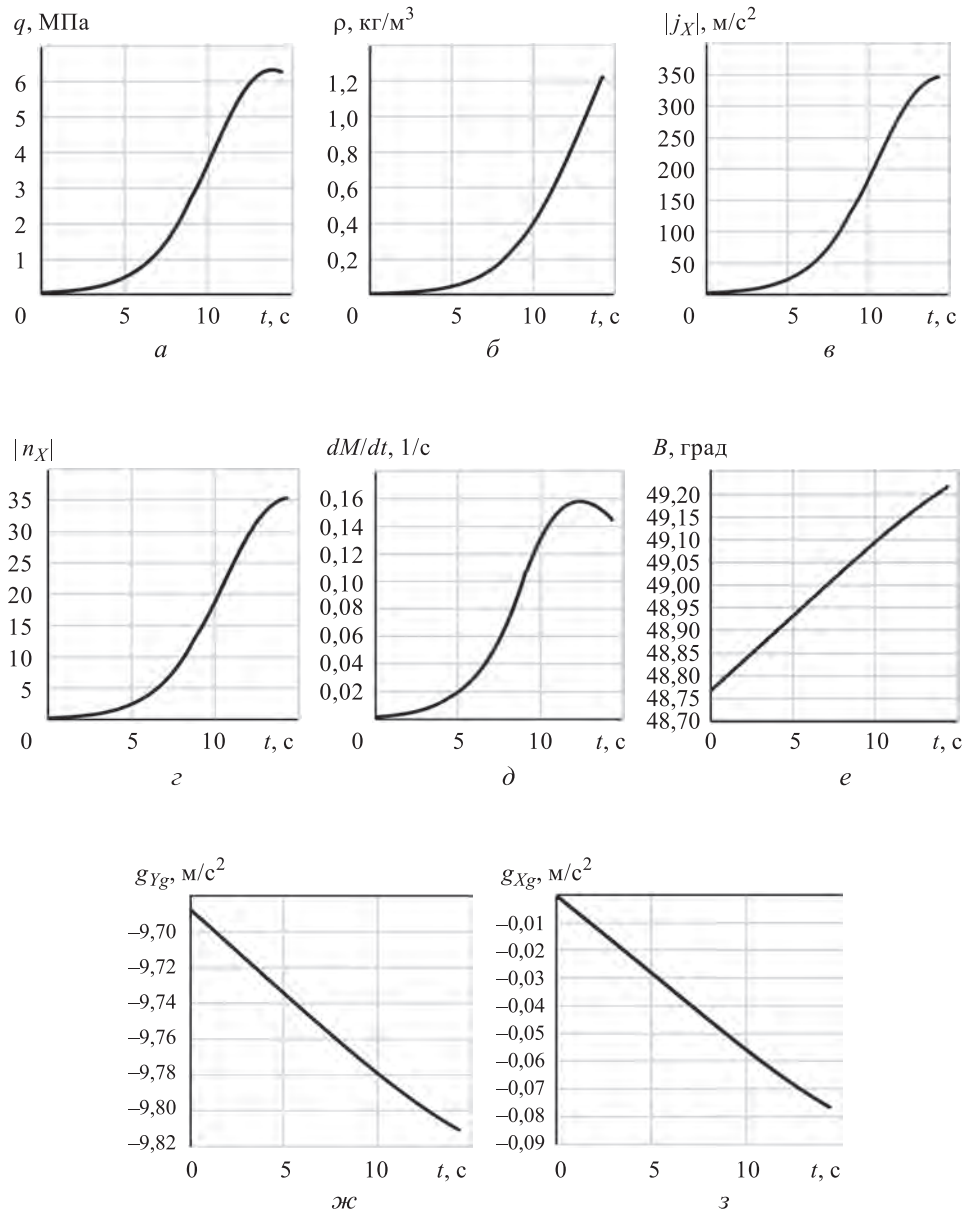


Рис. 6. Зависимости выбранных параметров тестовой траектории от времени: *a* — скоростной напор q , Па; *б* — плотность ρ , кг/м³; *в* — осевое ускорение $|j_x|$, м/с²; *г* — осевая перегрузка $|n_x|$; *д* — скорость изменения числа Маха \dot{M} , 1/с; *е* — географическая широта B , град; *ж* — проекция ускорения свободного падения на ось OY_g нормальной земной системы координат g_{Y_g} , м/с²; *з* — проекция ускорения свободного падения на ось OX_g нормальной земной системы координат g_{X_g} , м/с²

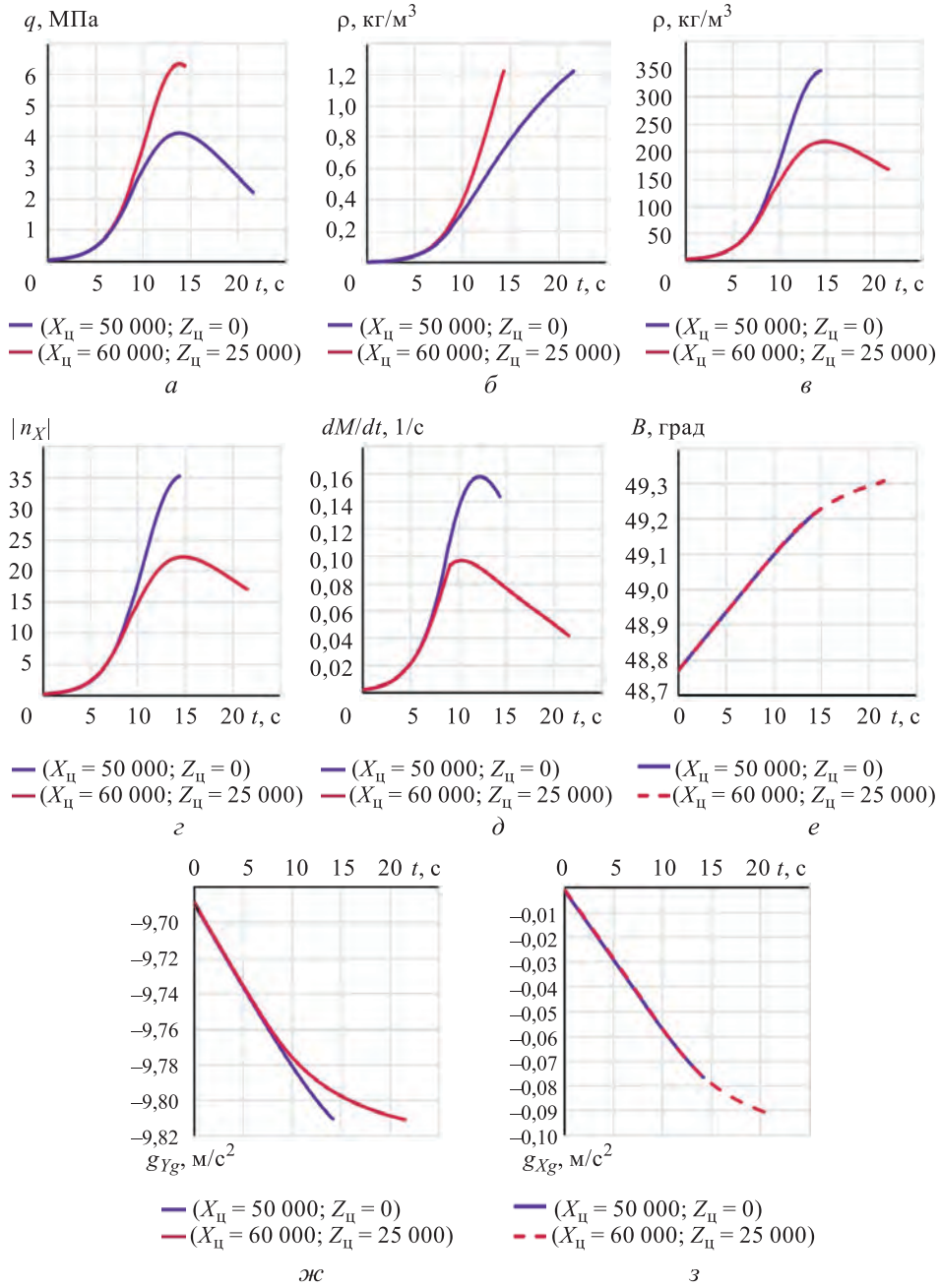


Рис. 7. Изменение опорных параметров для разных траекторий:

a — скоростной напор q , Па; $б$ — плотность ρ , кг/м³; $в$ — осевое ускорение $|j_x|$, м/с²; $г$ — осевая перегрузка $|n_x|$; $д$ — скорость изменения числа Маха \dot{M} , 1/с; $е$ — географическая широта B , град; $ж$ — проекция ускорения свободного падения на ось OY_g нормальной земной системы координат g_{Y_g} , м/с²; $з$ — проекция ускорения свободного падения на ось OX_g нормальной земной системы координат g_{X_g} , м/с²

В применяемой системе самонаведения реализуется метод пропорционального сближения [1, 10, 11], согласно которому

$$\frac{d\theta_{\text{тр}}}{dt} = K_{\theta}\dot{\phi};$$
$$\frac{d\Psi_{\text{тр}}}{dt} = K_{\psi}\dot{\chi},$$

где $\theta_{\text{тр}}$ — требуемый угол наклона траектории; $\Psi_{\text{тр}}$ — требуемый угол пути; $\dot{\phi}$ и $\dot{\chi}$ — угловые скорости вращения линии визирования в соответствующих ортогональных измерительных плоскостях бортового координатора цели; K_{θ} , K_{ψ} — коэффициенты пропорциональности метода.

С учетом вышеизложенного зависимости приведенных параметров управления по трем каналам управления будут иметь следующий вид:

$$\delta_{\vartheta} = K_{1\vartheta}\dot{\phi} - K_{2\vartheta}\dot{\vartheta};$$
$$\delta_{\psi} = K_{1\psi}\dot{\chi} - K_{2\psi}\dot{\psi};$$
$$\delta_{\gamma} = -K_{1\gamma}\dot{\gamma} - K_{2\gamma}\gamma,$$

где $K_{1\vartheta}, K_{2\vartheta}, K_{1\psi}, K_{2\psi}, K_{1\gamma}, K_{2\gamma}$ — коэффициенты, которые будут аппроксимироваться выбранным опорным параметром.

При указанном методе наведения возникают ограничения, связанные с точностью аппроксимации коэффициентов пропорциональности метода. Зависимости коэффициентов пропорциональности управления от скоростного напора, а также функции, аппроксимирующие полученные зависимости для одного опорного параметра, представлены на рис. 8–10. Также на графиках изображены соответствующие уравнения, аппроксимирующие представленные зависимости методом наименьших квадратов [5] и среднеквадратичное отклонение от истинной кривой, обозначенное R^2 .

Результаты аппроксимации для некоторых анализируемых параметров, а также суммы квадратов отклонений от истинных зависимостей (значение достоверности аппроксимации) представлены в таблице.

Порядок полиномов, выбранных для аппроксимации соответствующих функций, определяется итерационно, исходя из анализа траектории, промоделированной для того или иного параметра. Порядок должен быть минимально возможным, но способным с требуемым уровнем точности генерализовать закономерность. Судить о результате применения подобных зависимостей предлагается по значению промаха.

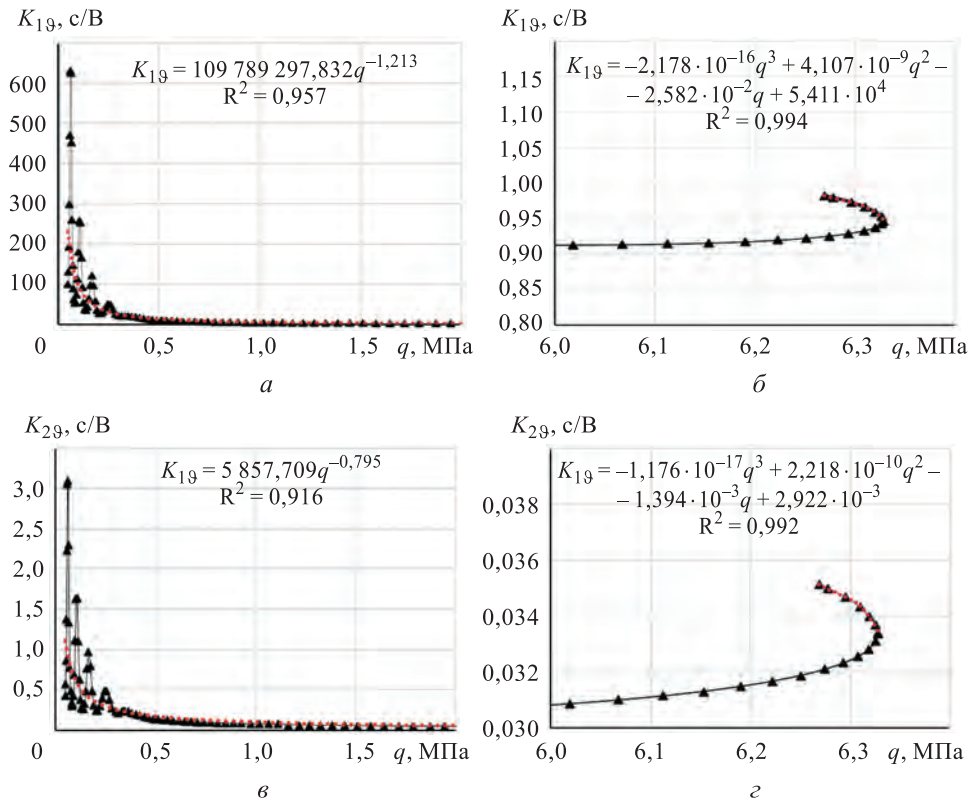


Рис. 8. Зависимости коэффициентов управления K_{19} , K_{29} от скоростного напора, а также аппроксимация представленных зависимостей степенной и полиномиальной функциями:

a — $K_{19}(q)$ при $\dot{q} < 0$; $б$ — $K_{19}(q)$ при $\dot{q} > 0$; $в$ — $K_{29}(q)$ при $\dot{q} < 0$; $з$ — $K_{29}(q)$ при $\dot{q} > 0$; черный маркер соответствует истинным зависимостям, красная пунктирная линия — аппроксимированным

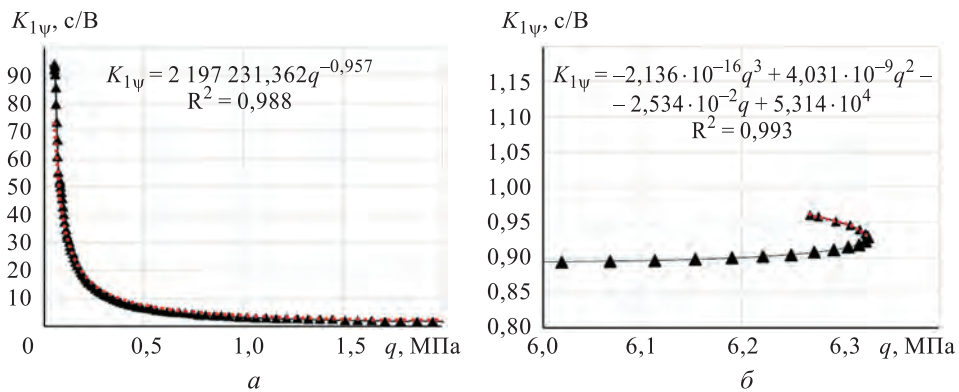


Рис. 9 (начало). Зависимости коэффициентов управления $K_{1\psi}$, $K_{2\psi}$ от скоростного напора, а также аппроксимация представленных зависимостей степенной и полиномиальной функциями:

a — $K_{1\psi}(q)$ при $\dot{q} < 0$; $б$ — $K_{1\psi}(q)$ при $\dot{q} > 0$

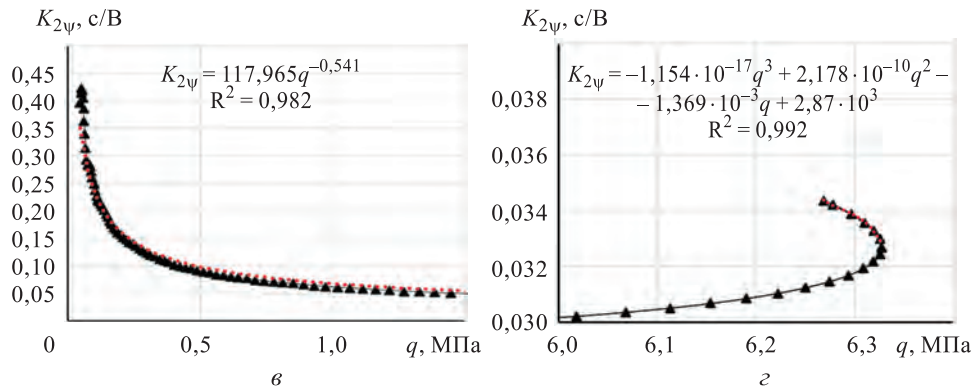


Рис. 9 (окончание). Зависимости коэффициентов управления $K_{1\psi}$, $K_{2\psi}$ от скоростного напора, а также аппроксимация представленных зависимостей степенной и полиномиальной функциями:

a — $K_{1\psi}(q)$ при $\dot{q} < 0$; b — $K_{1\psi}(q)$ при $\dot{q} > 0$; \bar{a} — $K_{2\psi}(q)$ при $\dot{q} < 0$; \bar{b} — $K_{2\psi}(q)$ при $\dot{q} > 0$; черный маркер соответствует истинным зависимостям, красная пунктирная линия — аппроксимированным

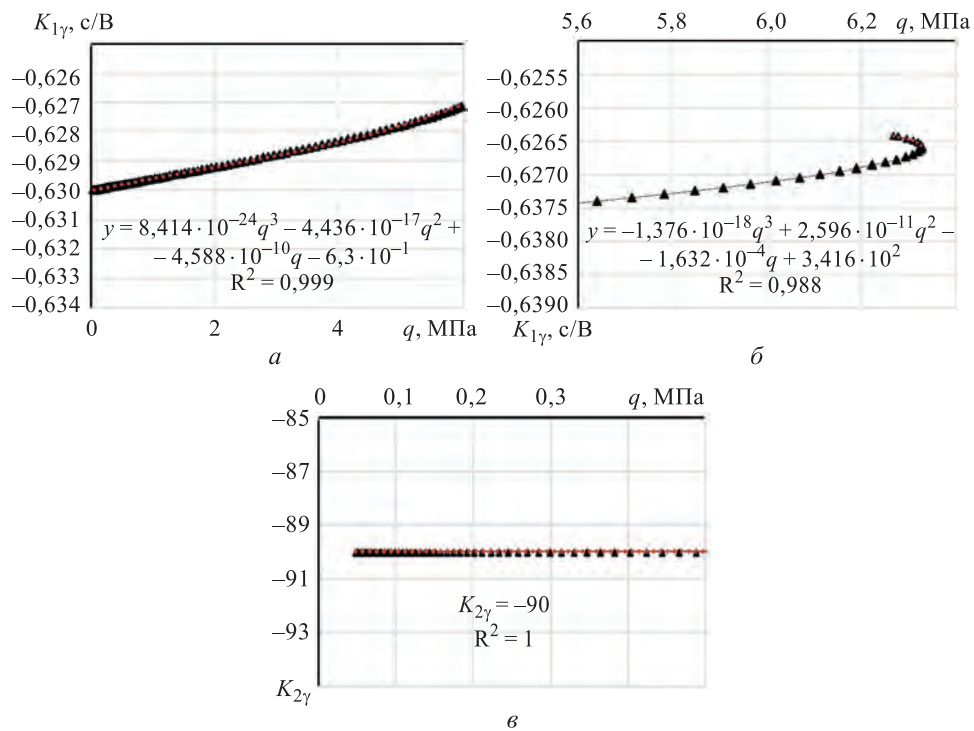


Рис. 10. Зависимости коэффициентов управления $K_{1\gamma}$, $K_{2\gamma}$ от скоростного напора, а также аппроксимация представленных зависимостей степенной и полиномиальной функциями:

a — $K_{1\gamma}(q)$ при $\dot{q} < 0$, b — $K_{1\gamma}(q)$ при $\dot{q} > 0$, v — $K_{2\gamma}(q)$ при $\forall \dot{q}$; черный маркер соответствует истинным зависимостям, красная пунктирная линия — аппроксимированным

Управляющие коэффициенты в зависимости от осевого ускорения

| Коэффициент управления | Аппроксимация коэффициента в зависимости от опорного параметра | Значение достоверности аппроксимации |
|------------------------|---|--------------------------------------|
| $K_{1\beta}$ | $\begin{cases} 5,312 \cdot 10^7 j_x ^{-1,219}, & \dot{j}_x < 0; \\ -2,645 \cdot 10^{-7} j_x + 1,78, & \dot{j}_x > 0 \end{cases}$ | 0,957 |
| | | 0,994 |
| $K_{2\beta}$ | $\begin{cases} 4479,59 j_x ^{-0,815}, & \dot{j}_x < 0; \\ -9,76 \cdot 10^{-9} j_x ^{6,556 \cdot 10^{-2}}, & \dot{j}_x > 0 \end{cases}$ | 0,912 |
| | | 0,979 |
| $K_{1\psi}$ | $\begin{cases} 9,282 \cdot 10^7 j_x ^{-1,249}, & \dot{j}_x < 0 \\ -2,496 \cdot 10^{-7} j_x + 1,718, & \dot{j}_x > 0 \end{cases}$ | 0,961 |
| | | 0,993 |
| $K_{2\psi}$ | $\begin{cases} 7830,80 j_x ^{-0,845}, & \dot{j}_x < 0 \\ -9,223 \cdot 10^{-9} j_x + 0,063, & \dot{j}_x > 0 \end{cases}$ | 0,919 |
| | | 0,976 |
| $K_{1\gamma}$ | $\begin{cases} -7,50 \cdot 10^{-22} j_x ^3 + 6,05 \cdot 10^{-16} j_x ^2 - \\ -1,588 \cdot 10^{-8} j_x - 0,61, & \dot{j}_x < 0; \\ 5,74 \cdot 10^{-23} j_x ^3 - 1,78 \cdot 10^{-16} j_x ^2 + \\ + 9,39 \cdot 10^{-10} j_x - 0,63, & \dot{j}_x > 0 \end{cases}$ | 0,941 |
| | | 0,999 |
| $K_{2\gamma}$ | -90 | 1 |

Выявление опорного параметра по критерию эффективности.

В данном случае критерием максимальной эффективности является достижение наибольшей площади зоны достижимости по сравнению с исходной. В качестве исходной выбрана зона достижимости, полученная при рассмотрении специальной методики определения параметров управления адаптивной системы наведения, приведенной в [7]. Такая система предполагает многопараметрическую настройку, она обеспечивает более высокую точность попадания, чем классическая система управления с постоянными параметрами [8, 9]. Таким образом, результаты предложенной методики однопараметрической адаптации сравниваются с идеализированной (но нереализуемой на практике) многопараметрической адаптацией.

Построение зон достижимости проводится для конечного участка траектории, при этом фиксируются те точки земной поверхности,

в которые гарантированно попадает рассматриваемый объект. Предполагается, что цель достигнута, если промах не превышает допустимого значения, в данном случае принятого равным 5 м. В зависимости от метода наведения, а также от принятых зависимостей коэффициентов управления зона достижения цели будет иметь различный геометрический вид. В общем случае вид зоны обусловлен вводимыми ограничениями на углы отклонения рулей. Геометрическая интерпретация вышеизложенного показана на рис. 11. Каждый раз при моделировании самонаведения начинается из номинальной точки и далее, варьируя положение цели, фиксируются те точки земной поверхности, точность достижения которых не превышает принятого допустимого значения.

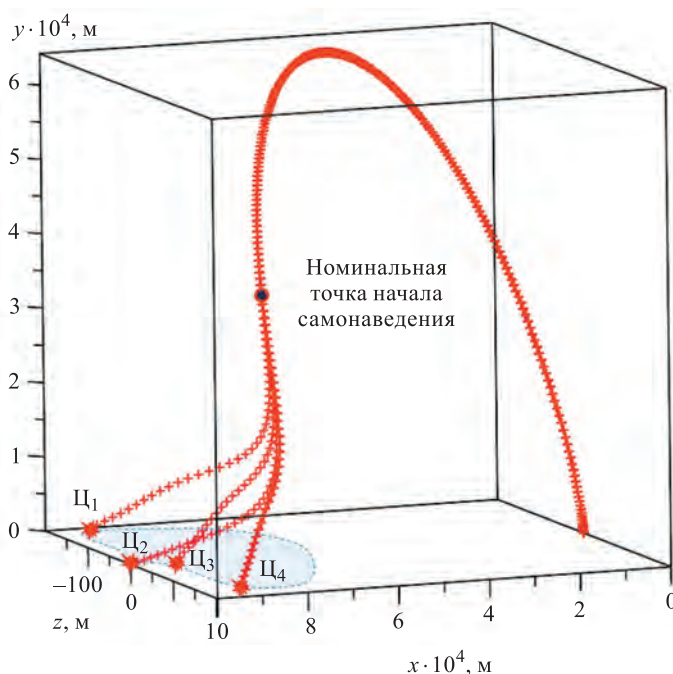


Рис. 11. Иллюстрация принципа формирования зоны достижимости

Зоны достижимости для различных опорных зависимостей приведены на рис. 12. На рисунке изображена половина рассматриваемой зоны, что является достаточным для дальнейшего анализа.

Анализируя результаты моделирования, представленные на рис. 12, можно сделать вывод о том, что максимальное перекрытие зоны наблюдается при использовании в качестве опорной зависимости осевой перегрузки (95,47 % от исходной зоны), осевого ускорения (94,87 % от исходной зоны) и плотности (87,13 % от исходной зоны). Дальнейший анализ необходимо провести для этих зависимостей, сравнивая их по требованию 5.

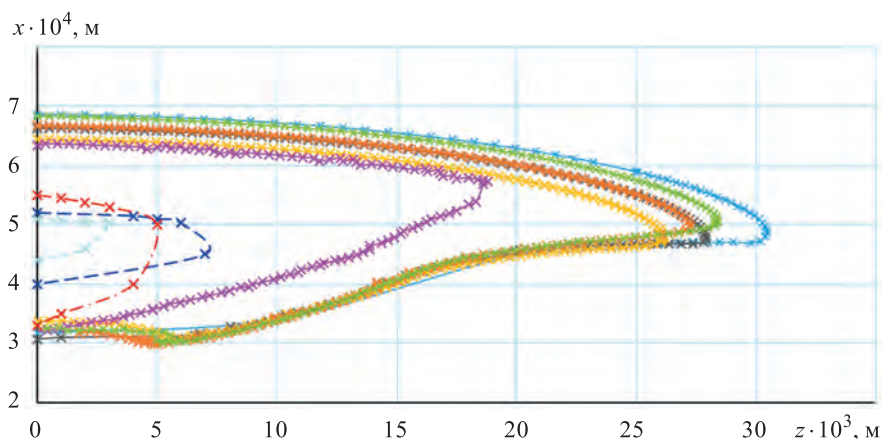


Рис. 12. Зоны достижимости рассматриваемого летательного аппарата, полученные с использованием различных методов аппроксимации управляющих зависимостей (сечение множества попадающих траекторий плоскостью $y_g = 0$):

— \times — исходная зона достижимости; зоны достижимости, полученные при аппроксимации управляющих коэффициентов осевым ускорением (— \times —), скоростным напором (— \times —), производной от числа Маха (— \times —), плотностью (— \times —), осевой перегрузкой (— \times —), горизонтальной проекцией ускорения свободного падения (— \times —), вертикальной проекцией ускорения свободного падения (— \times —), географической широтой (— \times —)

В состав бортовой измерительной аппаратуры ЛА входит набор акселерометров, в которых выходной величиной является электрический сигнал, пропорциональный кажущимся ускорениям. Поэтому получение значения осевого ускорения в процессе полета не представляет особой сложности. Осевая перегрузка также может быть получена на борту с помощью акселерометра, однако в этом случае обязательным является наличие достаточно точной гравитационной модели, что повышает требования к бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ). Плотность в качестве измерительного параметра по данному критерию не является удобной характеристикой, так как для ее измерения требуется наличие специального оборудования на борту ЛА.

Таким образом, если руководствоваться предложенной методикой определения опорного параметра, то в качестве такого параметра рекомендуется выбрать осевое ускорение (кажущееся ускорение).

Заключение. Преимущества использования описанной системы наведения с однопараметрической адаптацией заключаются в том, что не требуется построение точной эталонной модели объекта или синтеза наблюдателя по всему вектору состояния летательного аппарата, что значительно снижает требования к мощности и повышает быстродействие БЦВМ. Помимо того, такой способ адаптации обеспечивает относительно высокое быстродействие за счет квазиминимизации запаздывания в принятии решения адаптации системы управления. Эффективность работы в такой системе напрямую связана

с частотой опроса измерительных устройств, потому что параметры регулятора основываются на информации, получаемой с датчика опорного параметра. В качестве опорного параметра, по которому осуществляется параметрическая настройка системы, выбрана проекция кажущегося ускорения на продольную ось ЛА. Следует отметить, что существует подобное применение изложенной методики, основанное на использовании кажущейся скорости для реализации наведения согласно терминальному методу [1, 12]. Этот метод широко используется в современных системах управления летательных аппаратов и постоянно совершенствуется.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лысенко Л.Н. *Наведение баллистических ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, 445 с.
- [2] Пупков К.А., Фалдин Н.В., Егупов Н.Д. *Методы синтеза оптимальных систем автоматического управления*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000, 512 с.
- [3] Андриевский Б.Р. *Теоретические основы автоматизированного управления*. Санкт-Петербург, Изд-во БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Ф.Д. Устинова, 2008, 230 с.
- [4] Бабков Н.А. *Теория автоматического управления. Ч. I. Теория линейных систем автоматического управления*. Москва, Высшая школа, 1986, 367 с.
- [5] Рыбалев А.Н. *Теория автоматического управления. Оптимальные системы. Теоретические сведения с примерами решения задач и задания к практическим и лабораторным работам*. Благовещенск, Изд-во Амурского государственного университета, 2006, 107 с.
- [6] Абгарян К.А. *Матричное исчисление с приложениями в теории динамических систем*. Москва, Физматлит, 1994, 544 с.
- [7] Клишин А.Н. Управление коэффициентами усиления системы стабилизации летательных аппаратов для компенсации ее нестационарности. *Тезисы докладов XXVII Гагаринских чтений*. Москва, 2002, с. 106.
- [8] Швыркина О.С., Клишин А.Н. Система управления летательного аппарата на основе априорной информации о положении цели. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-8-1791>
- [9] Клишин А.Н., Швыркина О.С. Алгоритм выбора коэффициентов пропорционального метода наведения летательного аппарата от расположения цели. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1534>
- [10] Беневольский С.В. Математические модели движения для синтеза методов наведения перспективных баллистических ракет. *Оборонная техника*, 2007, № 3–4, с. 12–16.
- [11] Лебедев А.А., Карабанов В.А. *Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами*. Москва, Машиностроение, 1965, 528 с.
- [12] Горченко Л.Д., Нуждин Б.С. *Баллистическое моделирование движения ракет с учетом погрешностей геофизических факторов*. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого, 2001, 431 с.

Статья поступила в редакцию 26.11.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Клишин А.Н., Колесникова Д.С. Однопараметрическая адаптация системы самонаведения летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-6-2187>

Клишин Алексей Николаевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 150 научных и научно-популярных работ в области баллистики, динамики полета, управления движением летательных аппаратов и истории оружия. e-mail: alkl@mail.ru

Колесникова Дарья Сергеевна — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: kolesnikovads@student.bmstu.ru

One-parameter adaptation of an aircraft homing system

© A.N. Klishin, D.S. Kolesnikova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The ever-increasing requirements for aircraft control systems lead to their more complex structure and, consequently, synthesis. Thus, there is a need to develop and improve control algorithms that can meet these requirements. To develop control systems for high-precision aircraft, it is important to analyze how adaptive control systems are used. The paper examines the aircraft control system with one-parametric adaptation homing in the final section of the trajectory. The analysis of the test trajectory of the aircraft movement allowed us to establish the criteria for selecting the adaptation parameter. We comparatively analyzed the parameters, found a method to estimate their efficiency, and demonstrated the operation procedure of the adaptive system on a typical model of an aircraft moving in the atmosphere when homing in on a fixed target. The study gives the results of numerical simulation and shows the high efficiency of the method developed.

Keywords: aircraft, homing, adaptive control system, parametric adaptation

REFERENCES

- [1] Lysenko L.N. *Navedenie ballisticheskikh raket* [Guidance of ballistic missiles]. Moscow, BMSTU Publ., 2016, 445 p.
- [2] Pupkov K.A., Faldin N.V., Egupov N.D. *Metody sinteza optimalnykh sistem avtomaticheskogo upravleniya* [Methods of synthesis of optimal automatic control systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2000, 512 p.
- [3] Andrievsky B.R. *Teoreticheskie osnovy avtomatizirovannogo upravleniya* [Theoretical foundations of automated control]. St. Petersburg, BSTU "VOENMEH" Publ., 2008, 230 p.
- [4] Babkov N.A. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya. Ch. I. Teoriya lineynykh sistem avtomaticheskogo upravleniya* [Theory of automatic control. Part I. Theory of linear automatic control systems]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1986, 367 p.
- [5] Rybalev A.N. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya. Optimalnye sistemy. Teoreticheskie svedeniya s primerami resheniya zadach i zadaniya k prakticheskim i laboratornym rabotam* [Theory of automatic control. Optimal systems. Theoretical information with examples of solving problems and tasks for practical and laboratory work]. Blagoveshchensk, AmSU Publ., 2006, 107 p.
- [6] Abgaryan K.A. *Matrichnoe ischislenie s prilozheniyami v teorii dinamicheskikh sistem* [Matrix calculus with applications in the theory of dynamical systems]. Moscow, Fizmatlib Publ., 1994, 544 p.
- [7] Klishin A.N. *Upravlenie koefitsientami usileniya sistemy stabilizatsii letatelnykh apparatov dlya kompensatsii ee nestatsionarnosti* [Control of the gain coefficients of the aircraft stabilization system to compensate for its unsteadiness]. *Tezisy dokladov XXVII Gagarinskikh chteniy* [Abstracts of the XXVII Gagarin Readings]. Moscow, 2002, p. 106.
- [8] Shvyrkina O.S., Klishin A.N. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-8-1791>
- [9] Klishin A.N., Shvyrkina O.S. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1534>

- [10] Benevolsky S.V. *Oboronnaya tekhnika (Defense technology)*, 2007, no. 3–4, pp. 12–16.
- [11] Lebedev A.A., Karabanov V.A. *Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatelnyimi apparatami* [Dynamics of control systems for unmanned aerial vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965, 528 p.
- [12] Gorchenko L.D., Nuzhdin B.S. *Ballisticheskoe modelirovanie dvizheniya raket s uchetom pogreshnostey geofizicheskikh faktorov* [Ballistic modeling of rocket motion taking into account errors of geophysical factors]. Moscow, SRTMA Publ., 2001, 431 p.

Klishin A.N., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 150 research papers in the area of ballistics, flight dynamics, aircraft motion control and weapons history. e-mail: alkl@mail.ru

Kolesnikova D.S., student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: kolesnikovads@student.bmstu.ru