

ЛОПУХОВ А.В.

УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ КОМБИНИРОВАННЫЙ СПОСОБ СОЗДАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ СИЛ И МОМЕНТОВ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь»

Целью статьи является решение задачи синтеза и исследования системы управления беспилотного летательного аппарата с базовым и усовершенствованным комбинированным (аэродинамический и газодинамический) способом создания управляющих сил и моментов.

Задачи исследования заключаются в анализе базовой модели комбинированного способа управления и возможности использования усовершенствованной модели комбинированного способа управления, при которой будет достигаться неизменность массовых и габаритных характеристик модернизируемого объекта управления с одновременным повышением целевого качества (уменьшением конечного промаха).

Исследования основываются на применении усовершенствованного способа создания управляющих сил и моментов, где произведена оптимизация массовых характеристик, за счет использования меньшего количества микроимпульсных двигателей (только на этапах разгона и торможения), а при установке балансирующего положения (поддержание установившегося угла атаки) вместо импульсных двигателей используется рулевой привод штатной бортовой системы стабилизации беспилотного летательного аппарата аэродинамического канала управления. Что в итоге позволило сохранить неизменность массовых характеристик модернизируемого летательного аппарата и повысить точность его наведения. Результаты экспериментального математического моделирования подтверждают эффективность предлагаемого синтеза.

Ключевые слова: синтез, беспилотный летательный аппарат, управление, силы и моменты, маневренность, бортовая система стабилизации.

Введение

Для обеспечения надежного перехвата современных и перспективных средств воздушного нападения (СВН) необходимо использовать газодинамический способ создания управляющих сил и моментов, который будет основан в виде дополнения к классическому аэродинамическому управлению. Однако не маловажное значение имеет тип используемого газодинамического устройства (ГДУ), которое может быть как моментное, так и поперечное.

Моментное реализуется с помощью «стандартного» аэродинамического управления совместно с системой реактивных двигателей, которые располагаются вблизи центра масс беспилотного летательного аппарата (БЛА). Которые в свою очередь увеличивает угловую скорость вращения планера, для минимизации времени выхода на требуемый угол атаки, за счет реактивной тяги. А за счет скорости и угла атаки БЛА создается требуемое боковое ускорения обычным аэродинамическим способом (рулевым приводом). Применение моментного управления ограничено областью умеренных высот (до 20000 м), так как требуемая перегрузка обеспечивается только рулевым приводом.

Поперечное управление реализуется за счет использования двигателей, которые располагаются вблизи центра масс летательного аппарата. Принцип работы заключается в создании поперечных сил и перегрузок, которые создается за счет реактивной тяги двигательной установки, а значит, такая реализация практически не ограничивается применением при любом высотном диапазоне.

Комбинированному способу управления посвящены ряд работ [1-5] в которых описывается:

последовательная работа аэродинамического и газодинамического способа создания управляющих сил и моментов на основе режимного переключателя или в дискретном режиме;

работа аэродинамического канала на высотах, не превышающих 10000 м, а свыше 10000 м – совместная работа аэродинамического и газодинамического каналов.

Каждый из приведенных способов управления имеет свой ряд недостатков, которые приводятся в [1-5]. В связи с этим предлагается использовать такой комбинированный

способ управления, где газодинамический канал играет вспомогательную роль на всем участке наведения на цель, особенно на конечной фазе. Для повышения скрытности работы информационных средств на начальном участке полета будет использоваться инерциальное наведение, а на конечном – самонаведение.

Реализация комбинированного способа управления заключается в повышении вероятности поражения маневрирующей цели, для ликвидации которой необходимо отработать большие перегрузки (20...40 единиц), возникающие после определения положения цели для устранения имеющегося промаха. При этом будет использоваться моментное управление. Так как принцип создания управляющих сил и моментов импульсной двигательной установкой (ИДУ) ГДУ мало чем отличается от аэродинамического способа. Отличие заключается только в том, что ИДУ создает необходимые управляющие силы и моменты за более короткий промежуток времени (0.016 сек.) по сравнению с аэродинамическими рулями (более 0.1 сек.). Что в свою очередь позволяет существенно повысить маневренность, особенно на больших высотах, где аэродинамические рули быстро теряют свою эффективность.

Выбор моментного ГДУ обусловлен требованиями неизменности планера и компоновочных характеристик БЛА. Практическое применение ГДУ зависит от множества факторов: облик, количество реактивных микродвигателей, масса-габаритные характеристики ГДУ и место их включения. При этом основным фактором при модернизации БЛА является сохранение массовых характеристики и вероятности точного наведения на цель (обеспечение минимального конечного промаха) [6].

Для реализации ГДУ на планере с аэродинамической системой управления рассматривались несколько основных вопросов описанных ниже.

1. Уточненная постановка задачи модернизации

Эффективность поражения цели определяется в основном маневренностью объекта управления [7]. Однако постоянный рост летно-технических характеристик СВН

(увеличение скоростей и высот полета) создают трудновыполнимые условия по обеспечению необходимой точности наведения.

Поэтому это приводит к необходимости повышения маневренности. С этой целью выбирается такой вариант модернизации создания управляющих сил и моментов (в сложных условиях полета (при максимальной высоте и минимальной дальности самонаведения на конечном участке наведения)) который обеспечивает повышение маневренных свойств и как следствие поражение цели с вероятностью превышающей базовый (аэродинамический) вариант компоновки.

Целевое качество отражает основное целевое предназначение технической системы (поражение цели). Эту составляющую качества обычно называют целевой эффективностью. Она представляет собой зависимость между свойствами (техническими параметрами) и результатами его функционирования.

Целевое качество, представляющее результат функционирования, рассчитываемый на единицу начальной массы определяемое выражением:

$$W_y = \frac{p \cdot m_{nz} \cdot L}{m_0}, \quad (1.1)$$

где p – вероятность поражения цели [б/р];

m_{nz} – масса полезного груза [кг];

L – дальность полета [м]; m_0 – начальная масса [кг].

Целевое качество оценивается критериальным методом, данный метод представляет собой средство измерения качества технической системы и дает ей комплексную количественную оценку которое определяет техническое совершенство, т.е. показывает насколько эффективность модернизированного образца превосходит базовый.

Вероятность поражения цели снижается на больших высотах и малой дальности самонаведения, тем самым уменьшается целевое качество. Взаимосвязь между дальностью самонаведения БЛА и p при наведении объекта управления на цель, определяется средствами наведения «расходуемыми» на ликвидацию начального промаха (ГДУ и «полезный груз» (ПГ)) и непосредственно на поражения цели:

$$(m_{nz}^M + m_{zdy}) > m_{nz}^b, \quad (1.2)$$

где m_{nz}^M и m_{nz}^b – масса ПГ базового и модернизированного БЛА [кг];

m_{zdy} – масса системы ГДУ модернизированного объекта управления [кг].

Для рассматриваемого БЛА ПГ является энергия, которую необходимо доставить к СВН (цели) [6, с.30]. Модернизация БЛА основывается не только на применении комбинированного способа управления, но и на обеспечении эффективного использования массы – так называемой весовой эффективности.

Для количественной оценки модернизируемого образца БЛА скажем, что энергия является функцией ПГ, так как в соответствии с (1.1) при увеличении m_{nz} увеличивается и целевое качество, однако при этом необходимо обеспечить выполнения условия (1.2).

Так как масса энергии на борту БЛА и промах, который отрабатывает БЛА за счет применения находящийся на борту энергии, между собой связаны, то становится очевидным, что (1.2) отражает сущность отработанного БЛА промаха, в

связи с этим дальность полета L в выражении (1.1) можно представить как:

$$L = h_{\Sigma}^{\max}, \quad (1.3)$$

где $h_{\Sigma}^{\max} = h(m_{nz}^M + m_{zdy})$ – отработанный промах.

Тогда выражение (1.1) примет вид:

$$W_y = \frac{p \cdot (m_{nz}^M + m_{zdy}) h}{m_0}.$$

При этом смысловая постановка задачи модернизации сводится к нахождению такого варианта управления, при которой обеспечивается максимальное устранение начального промаха, т.е. повышается вероятность поражения цели за счет средств наведения описанных выше.

В качестве измерителя энергии системы ГДУ и ПГ примем суммарную величину промаха h_{Σ} .

Математическая задача сводится к нахождению такого варианта модернизации – рациональное распределения массы ПГ модернизируемого объекта управления и массы системы ГДУ, при неотъемлемом выполнении условия (1.2), обеспечивающий максимум целевой функции, т.е. сохранение начальной массы.

2. Выбор типа газодинамического устройства

Комбинированный способ создания управляющих сил и моментов позволяет существенно повысить маневренные возможности при использовании моментного или поперечного управления. Применение только аэродинамического способа управления является малоэффективным [8-9].

Сравнивая два типа ГДУ, можно сделать следующие выводы:

- применение поперечного способа создания управляющих сил и моментов установка газодинамического двигателя требует значительной модернизации образца вооружения, так как он имеет большую массу и габариты;

- применение моментного способа создания сил и моментов создает более благоприятные условия для выполнения требований условия (1.2), так как тип ГДУ имеет не большую (по сравнению с поперечным ГДУ) массу и простую конструкцию, располагаемый вблизи рулевого привода аэродинамического способа управления (вдали от центра масс БЛА).

3. Анализ и выбор модели моментного газодинамического управления

Построение моментного способа управления и проведение оптимизации массы планера летательного аппарата осуществляется на основе гипотезы: масса на реализацию моментного ГДУ предполагает оптимизацию планера БЛА, при неотъемлемом выполнении условий (1.2).

Базовая (известная [6]) модель моментного газодинамического управления представлена на рисунке 3.1., в которой управляющие моменты реализуются не рулями аэродинамического управления, а за счет микроимпульсных двигателей ИДУ, поэтому на рисунке 3.1 исключено инерционное звено рулевого привода.

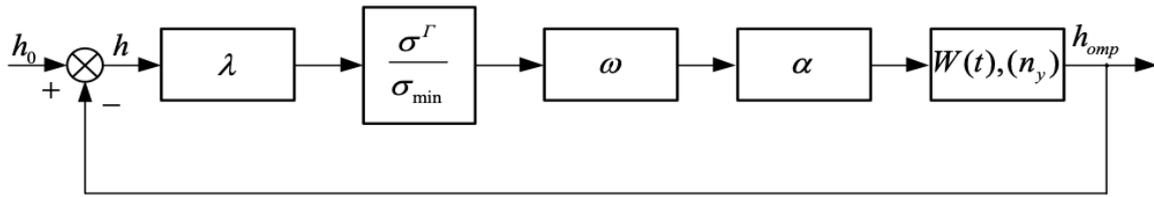


Рисунок 3.1 – Структурная схема моментного газодинамического управления

Для надежного перехвата СВН необходимо чтобы выражение (3.1) обеспечивало конечный промах близкий к нулю, для этого на вход структурной схемы (рисунок 3.1) подается входная команда λ на основании которой формируется сигнал моментного газодинамического управления σ^r , который нормируется сигналом σ_{min} соответствующий значению угловой скорости вращения ω , создаваемый микроимпульсным двигателем для минимизации выхода на требуемый угол атаки α , за счет применения реактивной тяги. В свою очередь σ^r / σ_{min} определяет необходимое количество двигателей, необходимых включить в момент управления. При этом ИДУ, создает угловое ускорение соизмеримое со временем работы одного импульсного двигателя находящимся в ИДУ. Благодаря чему быстродействие БЛА увеличивается более чем в 5 раз [9]. Созданные управляющие моменты поворачивают БЛА на необходимый (требуемый) α , затем процессы формирования управляющих сил, нормального ускорения и ликвидации начального промаха h_0 происходит аналогично как при аэродинамическом способе управления [7, 8].

Управляющие силы и моменты функционирования газодинамической модели обобщенно можно представить в виде:

$$h = h_0 \{ \delta_{бла}, \delta_u, D_u(t) \} - h_{omp} \{ n\dot{\omega}_1(t), \omega(t), \alpha(t), W_{ph}(t), \tau_{си} \}, \quad (3.1)$$

- где h – конечный промах [м];
- $\delta_{бла}$ – максимальная ошибка определения координат [м];
- δ_u – максимальная ошибка определения координат цели [м];
- $D_u(t)$ – дальность действия цели [м];
- h_{omp} – отработанный промах [м];
- $n\dot{\omega}_1(t)$ – угловое ускорение вращения корпуса, создаваемое единичным микродвигателем [рад/с²];
- $\omega(t)$ – угловая скорость БЛА [рад/с];
- $\alpha(t)$ – угол атаки [град (рад)];
- $W_{ph}(t)$ – располагаемое нормальное ускорение, создаваемое при отработке промаха [м/с²];
- $\tau_{си} = \Delta\tau + \tau_0$ – время самонаведения [с];
- $\Delta\tau$ – длительность отработки начального промаха [с];
- τ_0 – оставшееся время самонаведения [с].

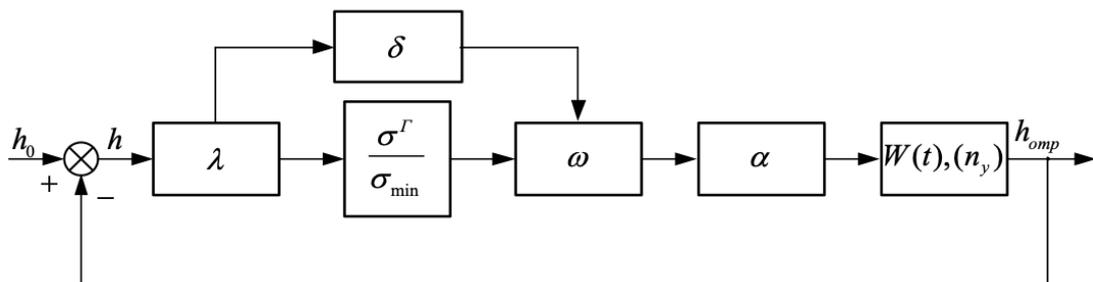


Рисунок 3.3 – Структурная схема усовершенствованного моментного комбинированного способа управления для ликвидации начального промаха

На конечной фазе наведения БЛА на цель выполняются следующие режимы, представленные на рисунке 3.2: отработка начального промаха h_0 и установка балансирующего положения.

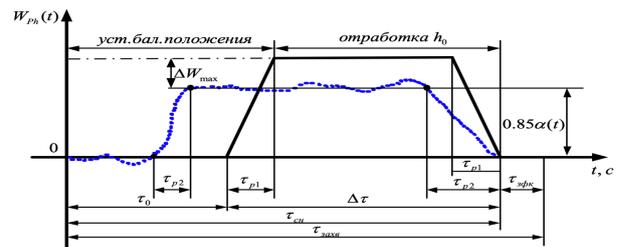


Рисунок 3.2 – Формирование перегрузки или нормального ускорения при аэродинамическом (штриховая линия) и газодинамическом (сплошная линия) управлении

В статье представлена усовершенствованная модель моментного газодинамического способа создания управляющих сил и моментов, отличающаяся от моментного представленного на рисунке 3.1 способом создания сил и моментов и количеством используемых для этого импульсных двигателей, для обеспечения выполнения условия (1.2).

- МИД включаются на каждой стадии регулирования:
 - на этапе выхода на нужный угол атаки для ее разгона и торможения включаются ($n_1 + n_2$) МИД;
 - на этапе демпфирования относительно установившегося угла атаки используется (n_3) МИД.

Таким образом, количество МИД в одной стадии регулирования составляет ($n_1 + n_2 + n_3$). Управление по такому способу (см. рисунок 3.1) осуществляется лишь за счет применения ГДУ, при этом рулевой привод аэродинамической компоновки остается не задействован.

В усовершенствованной модели моментного управления, показанной на рисунке 3.3 используется иная схема функционирования (по сравнению со схемой на рисунке 3.1), где импульсные двигатели используются на этапе выхода на нужный угол атаки для ее разгона и торможения, т.е. включаются ($n_1 + n_2$) импульсных двигателей.

Функционирование такого способа обобщенно можно представить в виде:

$$h = h_0 \{ \delta_{\text{близ}}, \delta_y, D_y(t) \} - h_{\text{отп}} \{ n\dot{\omega}_1(t), \delta(t), \omega(t), \alpha(t), W_{Ph}(t), \tau_{\text{сн}} \}, \quad (3.2)$$

где $\delta(t)$ – рулевой привод аэродинамического способа создания сил и моментов.

На этапе демпфирования БЛА используется рулевой привод аэродинамического управления. Такая модель дает значительный выигрыш массовых характеристик и обеспечивает выполнение (1.2).

4. Построение ИДУ модернизируемого БЛА

Усовершенствованный комбинированный моментный способ управления входит в систему управления БЛА, которая в итоге будет содержать:

- аэродинамический канал управления в системе стабилизации и исполнительный элемент – рулевой привод;
- газодинамический канал управления в системе стабилизации и исполнительный элемент – ИДУ, соответственно.

Величина $\bar{\sigma}^T / \sigma_{\text{min}}$ на рисунке 3.3 определяет количество n_1 импульсных двигателей на этапе разгона, которые «передают» БЛА угловое ускорение $n\dot{\omega}_1(t)$ и скорость $n\omega_1(t)$, которая определяется выражением: $\omega_1 = \dot{\omega}_1 \cdot \tau_{\text{уд}}$. После выхода на требуемый α , на него действует угловое ускорение $n\dot{\omega}_1(t)$, созданное рулевым приводом аэродинамического способа управления, без использования ИДУ. При этом, угловая скорость БЛА может иметь отрицательную производную:

$$\dot{\omega} = -\frac{\omega_1(n_1 - n_2)}{T - 2 \cdot \tau_{\text{уд}}}, \quad (4.1)$$

где T – время переходного процесса [с]; $\tau_{\text{уд}}$ – время работы одного импульсного двигателя [с].

Для расчета необходимого количества импульсных двигателей на одном этапе регулирования будем использовать максимальные значения $\alpha_{\text{max}}(t)$ и $T_{\text{уст}}$, так как при различных значениях угла атаки и установившегося времени их количество изменится.

Количество МИД в одной стадии регулирования будут равны:

$$\begin{cases} \omega_1 = \dot{\omega}_1 \cdot \tau_{\text{уд}}; \\ \alpha(T) = \frac{n_1 + n_2}{2} \cdot \omega_1(T - \tau_{\text{уд}}); \end{cases} \quad (4.2)$$

где ω_1 – угловая скорость создаваемая единичным МИД [рад/с]; $\dot{\omega}_1$ – угловое ускорение вращения корпуса, создаваемое единичным МИД [рад/с²], определяемое на основе динамического коэффициента эффективности ИДУ, для случая его переднего расположения [6, стр.383].

$$n_1 = E \left[\frac{\bar{x} \cdot \alpha(T)}{\tau_{\bar{x}} \cdot \left(\tau_{\text{уд}} - \frac{\tau_{\text{уд}}}{2} - \frac{(\tau_{\bar{x}} - \tau_{\text{уд}})^2 \cdot (1 - n_2 / n_1)}{2 \cdot (T - \tau_{\text{уд}})} \right)} \right],$$

где E – операция округления числа находящегося внутри скобки;

\bar{x} – время выхода на требуемый угол атаки [с];

$\tau_{\bar{x}}$ – требуемое время реакции [с].

При этом для управления без аэродинамических сил или для отклонения аэродинамических рулей при переходе в балансировочный режим $n_1 = n_2$ и при случае включения ИДУ только для разгона (без торможения) $n_2 = 0$ из (4.3) следует:

$$n_1 = n_2 = E \left[\frac{\alpha(T)}{\omega_1 \cdot (T - \tau_{\text{уд}})} \right];$$

$$n_1 = E \left[\frac{2 \cdot \alpha(T)}{\omega_1 T} \right], \quad n_2 = 0.$$

– на этапе демпфирования автоколебаний [6, стр.430]

$$\Delta T = \frac{\sigma_{\text{min}}}{\dot{\omega}_a} \frac{1}{k_{\text{дус}}} + \tau_{\text{уд}} - L_{\text{длу}} \cdot \frac{k_{\text{длу}}^2}{k_{\text{дус}}^2}, \quad (4.4)$$

где σ_{min} – среднее значение угловой скорости вращения, создаваемой одним МИД [б/р];

$k_{\text{дус}}$ – коэффициент усиления контура датчику угловой по скорости [с];

$L_{\text{длу}}$ – расстояние установки датчика линейного ускорения от центра масс объекта управления [м];

$k_{\text{длу}}^2$ – коэффициент усиления по датчику линейного ускорения [с²/м];

ΔT – период автоколебаний [с];

$\dot{\omega}_a$ – угловое ускорение, создаваемая аэродинамическими силами [рад/с²].

$$\begin{cases} k = E \left[\frac{\Delta T}{\Delta t_{\text{cy}}} + 1 \right]; \quad \Delta \tau = \Delta t_{\text{cy}} \cdot k; \\ n_i = E \left[\frac{\Delta \tau \cdot \dot{\omega}_a}{\tau_{\text{уд}} \cdot \dot{\omega}_1} \right]; \quad n_3 = E \left[\frac{T_{\text{уст}}}{\Delta \tau} \right] \cdot n_i \end{cases}, \quad (4.5)$$

где k – кратность регулирования [б/р];

Δt_{cy} – дискретность управления [с];

$T_{\text{уст}}$ – время поддержания установившегося режима [с];

n_3 – число МИД в режиме демпфирования;

n_i – число МИД, включаемых в одном периоде.

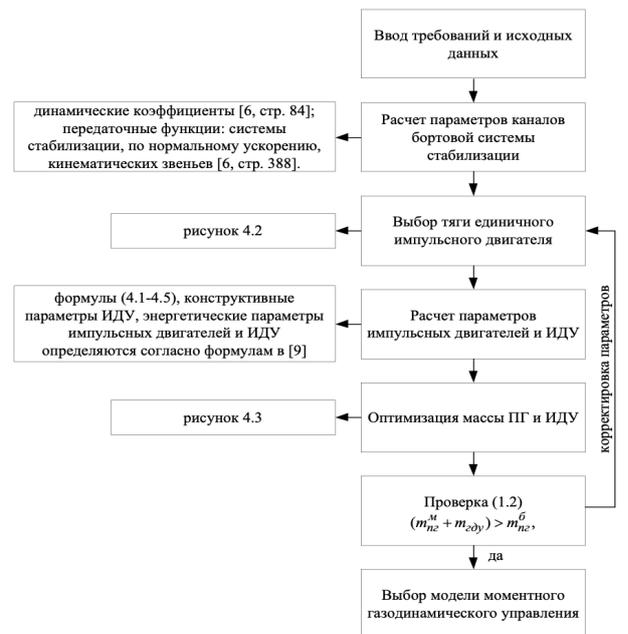
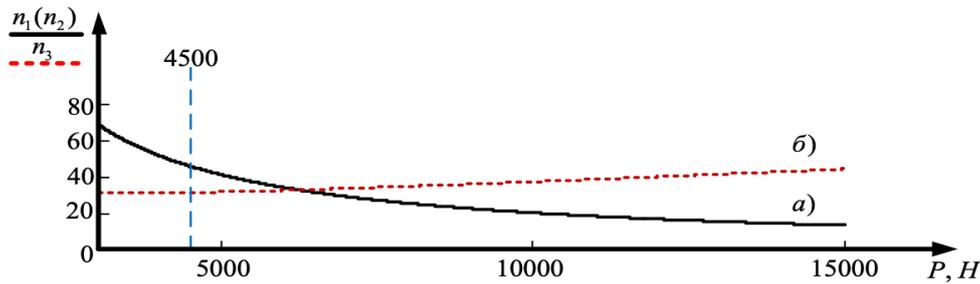


Рисунок 4.1 – Общий алгоритм исследования реализуемости предлагаемых моделей моментного газодинамического управления

По результатам оптимизации количества используемых МИД, требуемых для включения на двух этапах регулирования одной стадии регулирования, представленных на

рисунке 3.3, по тяге единичного МИД, была определена оптимальная тяга, равная 4500 кгс.



а) вывод на необходимый б) этап демпфирования
Рисунок 4.2 – Определение оптимальной тяги

Усовершенствованная комбинированная модель управления реализуется с тягой равной 4500 Н и секундным расходом 2,0 кг/с, благодаря меньшей требуемой массе (требует меньшее количество ИД), а использование базовой модели с такой же тягой и секундным расходом топлива было бы невозможно, без увеличения массовых характеристик БЛА.

В соответствии с уточненной постановкой задачи модернизации оптимальное распределение массы ПГ базовой модели (следовательно, определение значений массы ПГ модернизированной модели и массы ИДУ) находится путем максимизации создаваемого промаха при выполнении условия (1.2), определяемое промахом:

$$h_{\text{сум}} = h_{\text{опр}}^{\text{эду}}(m_{\text{иду}}) + h_{\text{нз}}^{\text{м}}(m_{\text{нз}}^{\text{м}}), \quad (4.6)$$

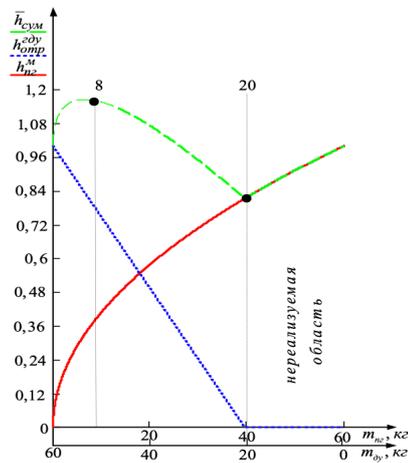
где $h_{\text{опр}}^{\text{эду}}$ – промах создаваемый ГДУ и затраты на его достижения $m_{\text{иду}}$ [М];

$h_{\text{нз}}^{\text{м}}$ – промах создаваемый модернизированным ПГ [М].

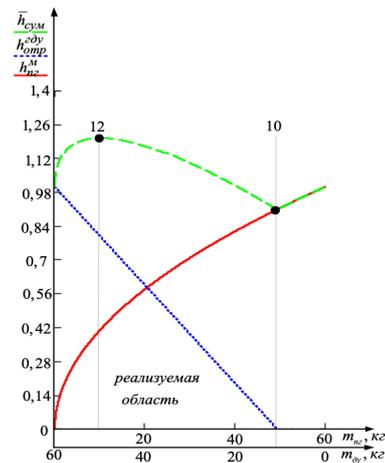
Вычисления существенно упрощаются, если при решении данной задачи оперировать нормированными значениями промахов [9]:

$$\bar{h}_{\text{сум}} = \bar{h}_{\text{сум}}^{\text{эду}} + \bar{h}_{\text{нз}}^{\text{м}}, \quad (4.7)$$

где $\bar{h}_{\text{сум}}^{\text{эду}} = \frac{h_{\text{опр}}^{\text{эду}}}{h_{\text{макс}}^{\text{эду}}}$, $\bar{h}_{\text{нз}}^{\text{м}} = \frac{h_{\text{нз}}^{\text{м}}}{h_{\text{макс}}^{\text{нз}}}$ – нормированные функции ИДУ и ПГ [М].



а) базовая модель



б) усовершенствованная модель

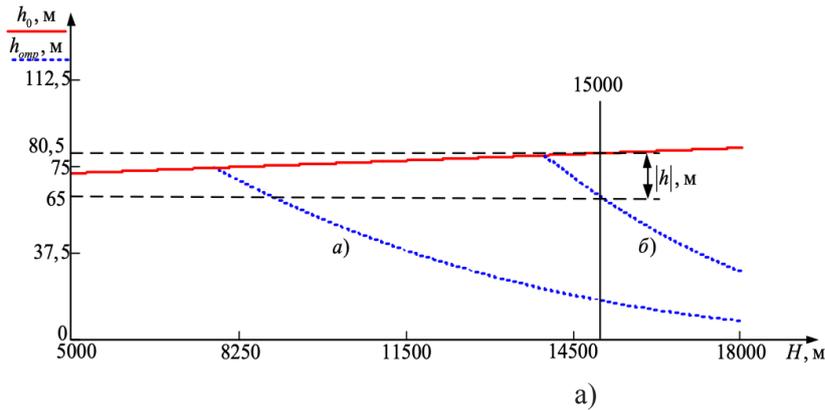
Рисунок 4.3 – Весовая функция, определяющая оптимальные массы ПГ и ИДУ

Весовая эффективность, полученная благодаря усовершенствованному комбинированному способу управления, количественно определяет оптимальную массу БЛА, и показывает нереализуемую область изменяющейся массы, как показано на рисунке 4.3.

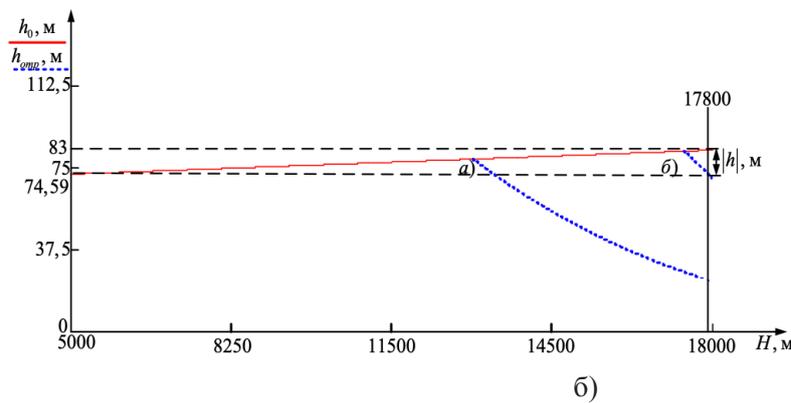
Согласно нереализуемой области, применение базовой модели возможно лишь в случае, когда выделенная масса для ИДУ моментного управления больше 20 кг, а для усовершенствованного комбинированного способа управ-

ления соответствующая масса – свыше 10 кг. Что является существенной разницей в двух исследуемых способах управления. В условиях модернизации базовая модель со своей особенностью оказывается трудно реализуемой по сравнению с усовершенствованной.

На рисунке 4.4 показано изменение начального, отработанного и конечного промахов в зависимости от высоты полета и быстродействия ЗУР при базовом и усовершенствованном комбинированном управлении.



- а) при $\tau_{\text{сн}} = 2,0 \text{ с}$,
 $h_0 = 76,5 \text{ м}$, $h_{\text{опт}} = 61 \text{ м}$,
 $|h| = 15,5 \text{ м}$,
 б) при $\tau_{\text{сн}} = 3,0 \text{ с}$,
 $h_0 = 80,5 \text{ м}$, $h_{\text{опт}} = 65 \text{ м}$,
 $|h| = 15,5 \text{ м}$.



- а) при $\tau_{\text{сн}} = 2,0 \text{ с}$,
 $h_0 = 79,3 \text{ м}$, $h_{\text{опт}} = 73,1 \text{ м}$,
 $|h| = 6,2 \text{ м}$,
 б) при $\tau_{\text{сн}} = 3,0 \text{ с}$,
 $h_0 = 83 \text{ м}$, $h_{\text{опт}} = 74,59 \text{ м}$,
 $|h| = 8,41 \text{ м}$.

а) базовая модель

б) усовершенствованная модель

Рисунок 4.4 – Промах в зависимости от высоты полета и быстродействия

Результаты моделирования, представленные на рисунке 4.4, показывают, что время реакции ЗУР при отработке промаха уменьшилось почти в 5 раз и остается неизменным на всем диапазоне высот, а также при фиксированном значении высоты и времени самонаведения наблюдается уменьшение конечного промаха.

Заключение

Предлагаемая модернизация позволяет повысить маневренные возможности БЛА, и как следствие повысить це-

левую эффективность рассматриваемого образца вооружения.

Предложенный усовершенствованный комбинированный способ оптимизации параметров ИДУ, а в частности ПГ объекта управления, в котором работа МИД заключается только на этапах разгона и торможения, а за счет рулевого привода аэродинамического способа управления штатной бортовой системой стабилизации – этап демпфирования, что позволило обеспечить значительный выигрыш массовых характеристик БЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Fan Yonghua, Li Xin, Yang Jun, Zhang Yuzhuo, Design of Autopilot for Aerodynamic Reaction-jet Multiple Control Missile Using Variable Structure Control, Proceedings of the 27th Chinese Control Conference, July 16-18, 2000.
2. Yong Seok Choi, Ho Chul Lee, Jae Weon Choi, Autopilot design for agile missile with aerodynamic fin and side thruster SICE 2003 Annual Conference, 2, pp.1476–1481.
3. Yuhang Wang, Yu Yao, Kema Ma, Lateral Thrust and Aerodynamics Blended Control System Design Based on Variable Structure Model Following, Intelligent Control and Automation, 2006, WCICA 2006. The Sixth World Congress on, vol.2, no., pp.8183–8186.
4. Zhao Yuyu, Yang Baoqing, Li Xinglong, Adjustable lateral thrust and aerodynamics blended control system design based on auto disturbance rejection controller, Control Conference (CCC), 2013 32nd Chinese, 26-28 July 2013, pp.5041, 5045.
5. Ву Хао Тиен, Синтез бортовой системы стабилизации сверхманевренных беспилотных летательных аппаратов с комбинированным способом создания управляющих сил и моментов на основе метода диаграммных коэффициентов / Техника и Технологии. – 2013. – №6 (59). – С. 14–25.
6. Проектирование зенитных управляемых ракет / И.С. Голубева [и др.]; под общ. ред. И.С. Голубева – М.: Издательство МАИ, 1999. – 728 с.
7. Лопухов, А. В. Способ повышения эффективности наведения беспилотного летательного аппарата на высокоскоростные и высокоманевренные цели / А.В. Лопухов, А.А. Бабченко // Системный анализ и прикладная информатика. – 2020. – №1. – С. 4–10.
8. Кун, А. А. Основы построения систем управления ракетами / А. А. Кун, В. Ф. Лукьянов, С. А. Шабан.–М.: Изд. академии, 2016. – 232 с.

9. Лопухов, А. В. Бортовая система стабилизации зенитной управляемой ракеты с комбинированным способом создания управляющих сил и моментов / А.В. Лопухов, А.И. Федоров, В.Р. Драгун // Вестник Военной академии Республики Беларусь. – 2021. – №3 (72). – С. 42–49.

REFERENCES

1. Fan Yonghua, Li Xin, Yang Jun, Zhang Yuzhuo, Design of Autopilot for Aerodynamic Reaction-jet Multiple Control Missile Using Variable Structure Control, Proceedings of the 27th Chinese Control Conference, July 16-18, 2000.

2. Yong Seok Choi, Ho Chul Lee, Jae Weon Choi, Autopilot design for agile missile with aerodynamic fin and side thruster SICE 2003 Annual Conference, 2, pp.1476–1481.

3. Yuhang Wang, Yu Yao, Kemao Ma, Lateral Thrust and Aerodynamics Blended Control System Design Based on Variable Structure Model Following, Intelligent Control and Automation, 2006, WCICA 2006. The Sixth World Congress on, vol.2, no., pp.8183–8186.

4. Zhao Yuyu, Yang Baoqing, Li Xinglong, Adjustable lateral thrust and aerodynamics blended control system design based on auto disturbance rejection controller, Control Conference (CCC), 2013 32nd Chinese, 26-28 July 2013, pp.5041, 5045.

5. Wu Hao Tien, Synthesis of an on-board stabilization system for super-maneuverable unmanned aerial vehicles with a combined method for creating control forces and moments based on the method of diagrammatic coefficients / Technique and Technology. – 2013. – №6(59). – P. 14–25.

6. 3. Designing anti-aircraft guided missiles / I.S. Golubeva [et al.]; under the general. ed. I.S. Golubeva - M.: Publisher MAI, 1999. - 728 p.

7. Lopukhov, A.V. Method for increasing the efficiency of guidance of an unmanned aerial vehicle at high speed and highly maneuverable targets / A.V. Lopukhov, A.A. Babchenok // Systems analysis and applied informatics. – 2020. – №1. – P. 4–10.

8. Kuhn, A. A. Fundamentals of building rocket control systems / A. A. Kuhn, V.F. Lukyanov, S.A. Shaban. – M.: Publishing House. Academy, 2016. – 232 p.

9. Lopukhov, A.V. On-board stabilization system of anti-aircraft guided missiles with a combined method of creating control forces and moments / A.V. Lopukhov, A.I. Phedorov, V.R. Dragun // Herald of the military academy of the Republic of Belarus. – 2021. – №3(72). – P. 42–49.

LOPUHOV A.V.

AN IMPROVED COMBINED METHOD OF CREATING CONTROL FORCES AND MOMENTS FOR AN UNMANNED AERIALVEHICLE

Military academy of the Republic of Belarus

The purpose of the article is to solve the problem of synthesis and research of the control system of an unmanned aerial vehicle with a basic and improved combined (aerodynamic and gas-dynamic) method of creating control forces and moments.

The objectives of the study are to analyze the basic model of the combined control method and the possibility of using an improved model of the combined control method, at which the invariability of the mass and dimensional characteristics of the upgraded control object will be achieved with a simultaneous increase in the target quality (reduction of the final miss).

Research is based on the use of an improved method for creating control forces and moments, where the optimization of mass characteristics is made, for using of a smaller number of micropulse motors (only at the stages of acceleration and braking), and when setting the balancing position (maintaining a steady angle of attack), instead of impulse engines, a steering drive is used standard onboard stabilization system of an unmanned aerial vehicle aerodynamic control channel. Which ultimately made it possible to preserve the invariability of the mass characteristics of the aircraft being upgraded and to increase the accuracy of its guidance.

The results of experimental mathematical modeling confirm the effectiveness of the proposed synthesis.

Keywords: *synthesis, unmanned aerial vehicle, control, forces and moments, maneuverability, airborne stabilization system.*



Лопухов Андрей Викторович, магистр технических наук учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь»

Lopuhov Andrey Viktorovich, master of technical sciences educational establishment «Military academy of the Republic of Belarus».

E-mail: lopuhov.2017@mail.ru