

Способ адаптивного управления военно-транспортным самолётом при беспарашютном десантировании моногруза

Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д.*

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», ул. Старых Большевиков, 54А, Воронеж, 394064, Россия

**e-mail: adkuznetsov@yandex.ru*

Аннотация

Представлены результаты разработки способа адаптивного управления военно-транспортным самолётом (ВТС) при беспарашютном десантировании моногруза. Данный способ обеспечивает компенсацию возмущающего момента, вызванного изменением положения моногруза в грузовой кабине, что облегчает лётчику выдерживание заданной траектории полёта при десантировании. Реализация способа базируется на текущей идентификации аэродинамических характеристик ВТС рекуррентным методом наименьших квадратов.

Ключевые слова: адаптивный способ управления, десантирование моногруза, идентификация, рекуррентный метод наименьших квадратов

Введение

В связи с обострением международной обстановки, увеличением пространственного размаха деятельности террористических группировок

Российская федерация создаёт силы быстрого реагирования, основой которых станут части и подразделения воздушно-десантных войск. Таким образом, всё более актуальным становится вопрос о возможности оперативной их переброски совместно с вооружением и военной техникой самолётами военно-транспортной авиации. Учитывая большую протяжённость границ Российской Федерации и недостаточное количество аэродромов, использование посадочного способа десантирования не всегда возможно. Поэтому перспективным является дальнейшее развитие парашютного способа десантирования. Однако в процессе движения бронетехники по грузовой кабине ВТС в момент сбрасывания возникает дестабилизирующие моменты, которые значительно усложняют его пилотирование и создают опасность выхода за пределы эксплуатационных ограничений по нормальной перегрузке и углу атаки [1]. Данная проблема усугубляется необходимостью десантирования современных образцов бронетехники, масса которой возросла более чем в 2 раза (по сравнению с БМД-1). Кроме того, для выполнения специальных задач эффективным является беспарашютный (методом срыва) способ десантирования с предельно малых высот (рис. 1), при реализации которого пилотирование ещё более усложняется из-за необходимости парирования дестабилизирующих моментов в непосредственной близости земли. В связи со значительным развитием цифровой вычислительной техники появилась возможность решить данный вопрос путём частичной автоматизации управления полётом военно-транспортного самолёта при десантировании с использованием адаптивного алгоритма управления.



Рисунок 1. Беспарашютное десантирование

Постановка задачи

Целью исследования является разработка способа адаптивного управления ВТС на этапе непосредственного сбрасывания моногруза. Данный способ должен обеспечить автоматическую стабилизацию углового положения самолёта, компенсируя возникающие при движении груза по грузовой кабине кабрирующий и, при сходе груза с обреза грузового люка, пикирующий моменты. При этом лётчик осуществляет управление только траекторией полёта ВТС, освобождаясь от необходимости парирования высокочастотных возмущений, вызванных движением грузов. Рассматривается самый сложный способ десантирования моногрузов – беспарашютный с предельно малых высот. Предельно малой высотой считается такая высота полета ВТС, при которой расстояние между колесами выпущенного шасси и поверхностью площадки десантирования составляет порядка 5 ± 2 м. Рассматривается движение ВТС типа Ил-76МД в продольном канале управления без

крена и скольжения. При этом приборная скорость составляет 260 ± 20 км/ч, шасси выпущено, рампа открыта, механизация крыла в положении $\delta_z / \delta_{np} = 30^\circ / 25^\circ$. ВТС сбалансирован стабилизатором, который в процессе десантирования не переставляется. Управления по тангажу осуществляется рулём высоты.

Математическая модель объекта управления

Для разработки способа адаптивного управления и проведения имитационного моделирования была создана математическая модель сложной динамической системы «ВТС - груз» с учётом взаимного инерционного взаимодействия ее элементов. Модель включает в себя [2]:

- уравнения движения ВТС, как системы несущего (планера) и носимых (перемещающихся грузов) тел с учётом изменения тензора инерции и положения главных центральных осей инерции;
- банк аэродинамических характеристик самолёта типа Ил-76МД с учётом влияния земли и открытой ramпы при десантировании;
- силы и моменты от силовой установки;
- тяговые характеристики вытяжной парашютной системы;
- уравнения, описывающие функционирование механической системы управления самолетом с учетом динамики рулевых приводов;
- уравнения, описывающие динамические погрешности датчиков первичной информации, их зависимость от положения центра масс.

Дополнительно учтено влияние центровки на аэродинамическую эффективность руля высоты и стабилизатора.

Для записи уравнений движения ВТС выбрана форма в виде уравнений движения системы тел в проекциях на оси связанной с несущим телом системы координат (рис. 2).

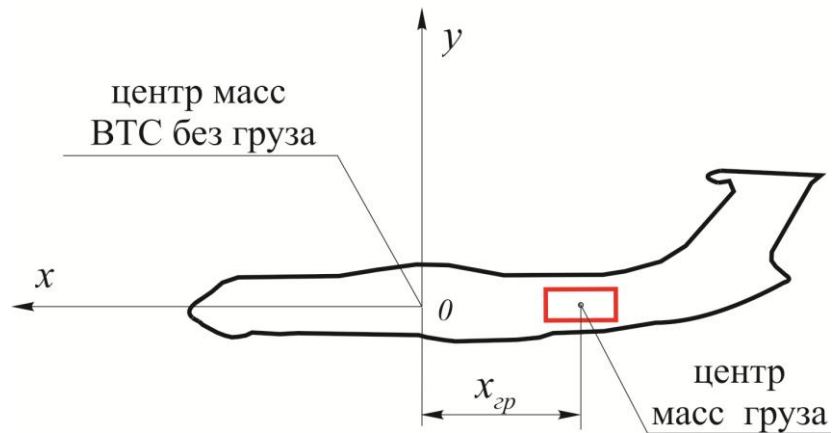


Рисунок 2. Система координат для записи уравнений

Математическая модель реализована в среде Matlab@Simulink. Сравнение результатов моделирования с материалами лётных испытаний подтвердило достоверность созданной модели [2].

Способ адаптивного управления

Основан на принципе компенсации внешнего воздействия – возмущающего момента, вызванного интенсивным изменением положения центра масс при перемещении десантируемого груза. Из-за недоступности для прямого измерения возмущающий момент оценивается в темпе управления по изменению скорости тангажа ω_z и других параметров полёта, несущих информацию о возмущении [3]. Данная оценка осуществляется путём параметрической идентификации аэродинамических характеристик ВТС с помощью эталонной модели. Эталонная модель движения самолёта по тангажу определяется выражением

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \bar{M}_{z_0} + (\bar{M}_z^\alpha + \Delta\bar{M}_z^\alpha)\alpha + \bar{M}_z^{\omega_z}\omega_z + \bar{M}_z^\varphi\varphi + \bar{M}_z^{\delta_B}\delta_B, \quad (1)$$

где \bar{M}_{z_0} – момент тангажа при нулевой подъёмной силе, \bar{M}_z^α , $\bar{M}_z^{\omega_z}$, \bar{M}_z^φ , $\bar{M}_z^{\delta_B}$ – частные производные момента тангажа по углу атаки, скорости тангажа, углам отклонения стабилизатора и руля высоты, приведенные к моменту инерции I_z ; $\Delta\bar{M}_z^\alpha$ – приращение частной производной продольного момента по углу атаки, вызванное изменением центровки ВТС; α , φ , δ_B – углы атаки, отклонения стабилизатора и руля высоты соответственно.

Идентификация неизвестных аэродинамических характеристик \bar{M}_{z_0} , \bar{M}_z^α , $\bar{M}_z^{\omega_z}$, \bar{M}_z^φ , $\bar{M}_z^{\delta_B}$ выражения (1) производится рекуррентным методом наименьших квадратов (РМНК), сущность которого подробно изложена в различных источниках, например в [4]. Величины α , ω_z , φ , δ_B измеряются в полёте.

Суть способа адаптивного управления заключается в обеспечении компенсации возмущающего момента $\Delta x_{zp} m_{zp} g$ путём создания управляющего момента $M_{z_{PB}}$ (рис. 3) за счёт отклонения руля высоты на некоторое расчётное значение $\delta_{B_{расч}}$. На рисунке 3: m_{zp} – масса груза, Δx_{zp} – изменение его положения.

Для определения $\delta_{B_{расч}}$ используем выражение

$$\delta_{B_{расч}} = -\frac{\hat{\Delta M}_z^\alpha \alpha}{\hat{M}_z^{\delta_B}} = -\frac{\hat{\Delta m}_z^\alpha \alpha}{\hat{m}_z^{\delta_B}}. \quad (2)$$

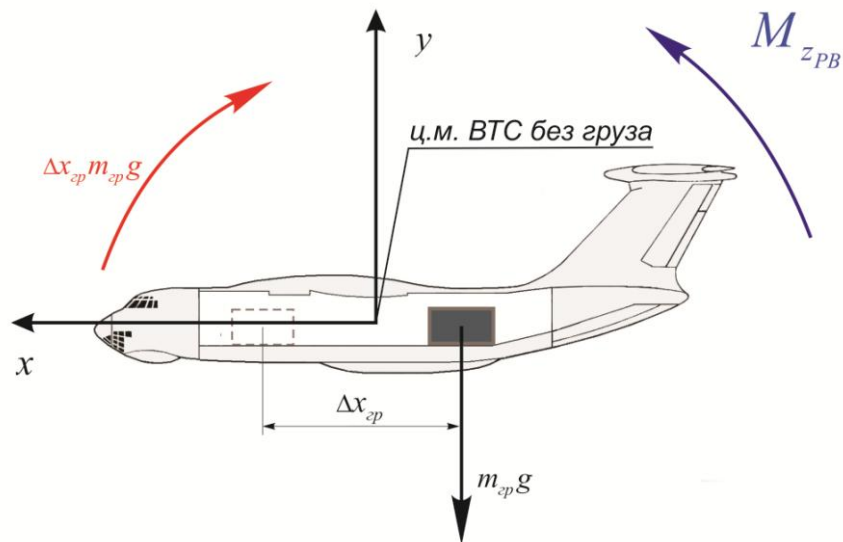


Рисунок 3. Схема адаптивного управления

Далее $\delta_{B_{расч}}$ сравнивается с текущим значением δ_B и на основании этого формируется корректирующий сигнал $\delta_{B_{кор}}$

$$\delta_{B_{кор}} = \delta_B - \delta_{B_{расч}} . \quad (3)$$

Для корректного использования данного способа необходима достоверная идентификация величин \bar{M}_{z_0} , \bar{M}_z^α , $\bar{M}_z^{\omega_z}$, \bar{M}_z^φ , $\bar{M}_z^{\delta_B}$, $\Delta\bar{M}_z^\alpha$, входящих в (1). Рассмотрим этот процесс подробнее.

Особенности идентификации

Во-первых, необходимость идентификации вызвана следующими соображениями:

- сложными нелинейными зависимостями аэродинамических производных от фазовых координат движения ВТС с выпущенной механизацией, обусловленными в том числе срывными течениями с открытой рампы и боковых дверей;

- разбросом геометрических характеристик планера ВТС при его изготовлении в пределах технических условий;

- изменением центровки и моментов инерции ВТС в широких пределах из-за выгорания топлива, разнообразной загрузки и т.п.

Во-вторых, для обеспечения устойчивой идентификации требуется соблюдение ряда условий:

- интенсивное изменение кинематических параметров самолёта;

- наличие времени для процесса многопараметрической идентификации при прочих благоприятных условиях (как правило, не менее 3 с);

- близкий к линейному характер изменения аэродинамических производных для повышения достоверности идентификации.

Практика десантирования показывает, что кинематические параметры полёта ВТС изменяются медленно (по сравнению с маневренными самолётами), диапазон их изменения ограничен, время десантирования составляет около 2...4 с, а также имеются существенные нелинейности аэродинамических производных. В таких условиях достоверная идентификация нескольких увязанных параметров невозможна, поэтому количество идентифицируемых параметров ограничивается, а задача идентификации разбивается на два этапа в соответствии со схемой функционирования ВТС при десантировании (рис. 4). Перед снижением на десантирование последовательно выполняются выпуск шасси, механизации крыла $\delta_3 / \delta_{np} = 30^\circ / 25^\circ$ (для обеспечения запаса по сваливанию), открытие ramпы, балансировка самолета на приборной скорости 260 ± 20 км/ч.

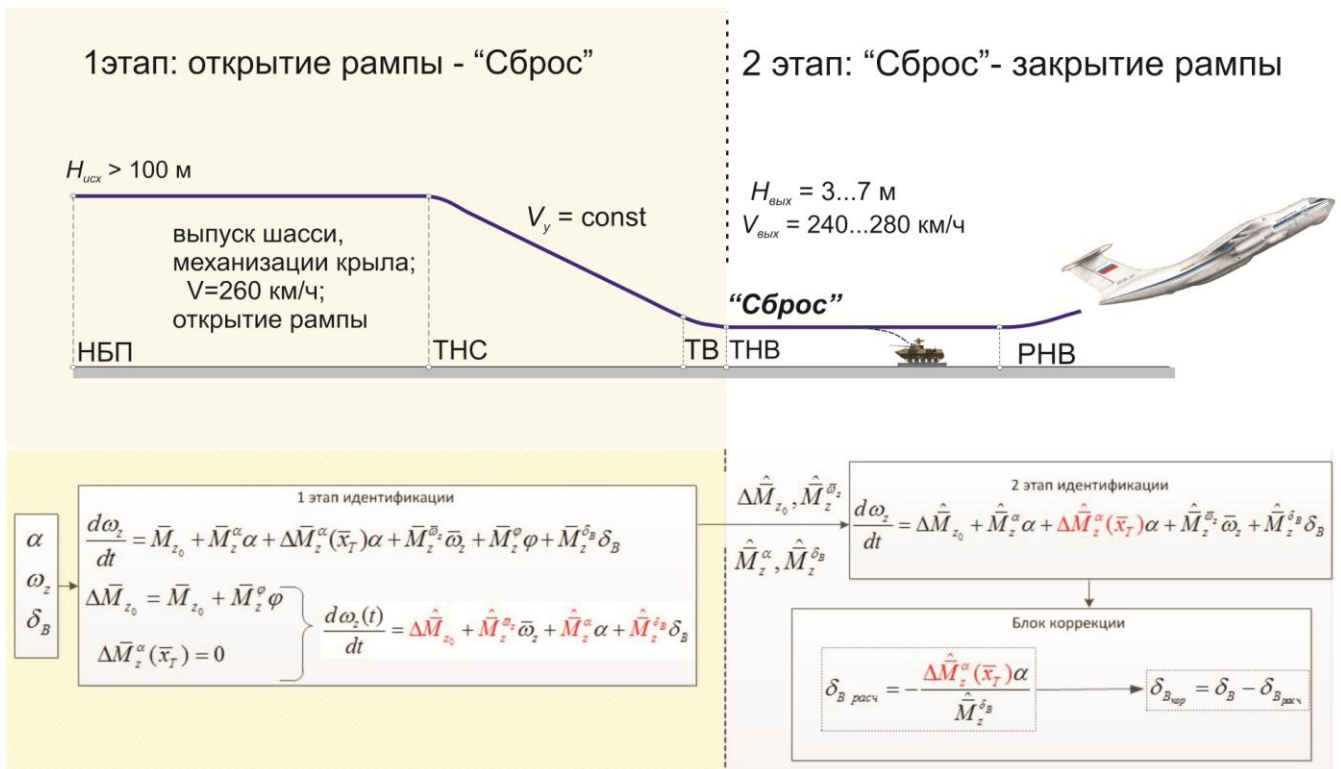


Рисунок 4. Схема беспарашютного десантирования

Далее самолет переводится в режим снижения с постоянной вертикальной скоростью на заданной скорости десантирования. Выравнивание самолета осуществляется на высоте 10-15 м. При выходе в точку начала выброски (ТНВ) нажимается кнопка "Сброс". В процессе десантирования пилотирование самолета производится визуально, заданная высота выдерживается в диапазоне $5 \pm 2 \text{ м}$ с использованием указателя высоты радиовысотомера малых высот РВ-5М с диапазоном 0-120 м. После окончания десантирования самолет переводится в режим набора высоты с одновременным увеличением режима работы двигателей до взлетного и последующими уборкой шасси, механизации крыла и закрытием рампы.

Выделим **1-й этап**: начало этапа – открытие рампы (рис. 4), окончание этапа – нажатие кнопки «Сброс». Применяем 4-х параметрическую идентификацию. Учитывая, что после открытия рампы происходит окончательная балансировка ВТС

стабилизатором, а при снижении и сбросе грузов стабилизатор не переставляется, в выражении (1) заменяем

$$\Delta \bar{M}_{z_0} = \bar{M}_{z_0} + \bar{M}_z^{\varphi} \varphi \quad (4)$$

и преобразуем к виду

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \Delta \hat{M}_{z_0} + \hat{M}_z^{\alpha} \alpha + \hat{M}_z^{\bar{\omega}_z} \omega_z + \hat{M}_z^{\delta_B} \delta_B. \quad (5)$$

где $\Delta \bar{M}_{z_0}$ – приращение момента тангажа при нулевой подъёмной силе,

$\Delta \hat{M}_{z_0}, \hat{M}_z^{\alpha}, \hat{M}_z^{\bar{\omega}_z}, \hat{M}_z^{\delta_B}$ – оценки соответствующих аэродинамических характеристик

ВТС, получаемые в результате идентификации.

Выделим **2-й этап**: начало этапа – нажатие кнопки «Сброс» (рис.4), окончание этапа – закрытие рампы (происходит сход груза). Используем однопараметрическую идентификацию для оценки частной производной продольного момента $\Delta \bar{M}_z^{\alpha}$, возникновение которого обусловлено изменением центровки $\Delta \bar{x}_T$. Выражение (1) используем в виде

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \Delta \hat{M}_{z_0} + (\hat{M}_z^{\alpha} + \Delta \hat{M}_z^{\alpha}) \alpha + \hat{M}_z^{\bar{\omega}_z} \omega_z + \hat{M}_z^{\delta_B} \delta_B. \quad (6)$$

Значения характеристик $\Delta \hat{M}_{z_0}, \hat{M}_z^{\alpha}, \hat{M}_z^{\bar{\omega}_z}, \hat{M}_z^{\delta_B}$ получены на 1-м этапе, считаем их неизменными.

Особенности реализации РМНК при решении поставленной задачи представлены в таблице 1, где $\lambda = 0,98$ – константа, определяющая эффективную память РМНК [4], а $d\hat{\omega}_z(t)/dt$ - воспроизведение углового ускорения на основании вычисленных оценок параметров продольного движения самолета.

Таблица 1

		Этапы полёта	
	Составляющие параметрической идентификации	1 этап: открытие рампы—«Сброс»	2 этап: «Сброс»—закрытие рампы
1	Ошибка воспроизведения выходного сигнала	$e(t) = \frac{d\omega_z(t)}{dt} - \frac{d\hat{\omega}_z(t)}{dt}$ $\frac{d\hat{\omega}_z(t)}{dt} = \Delta\hat{M}_{z_0} + \hat{M}_{z_0}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + \hat{M}_z^\alpha \alpha + \hat{M}_z^{\delta_B} \delta_B$	$e(t) = \Delta\bar{M}_z^\alpha \alpha - \Delta\hat{M}_z^\alpha \alpha$ $\Delta\bar{M}_z^\alpha \alpha = \frac{d\omega_z(t)}{dt} - \Delta\bar{M}_{z_0} - \bar{M}_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z - \bar{M}_z^\alpha \alpha - \bar{M}_z^{\delta_B} \delta_B$
2	Коэффициент усиления	$K(t+1) = \frac{P(t)X(t+1)}{\lambda + X^T(t+1)P(t)X(t+1)}$	
	Вектор входных сигналов	$X = [1, \alpha, \bar{\omega}_z, \delta_B]$	
3	Обратная корреляционная матрица входного сигнала	$P(t+1) = \frac{1}{\lambda} [P(t) - K(t+1)X^T(t+1)P(t)]$	
4	Вектор оценок аэродинамических характеристик самолёта	$\hat{\theta}(t+1) = \hat{\theta}(t) + K(t+1)e(t)$ $\hat{\theta} = [\Delta\hat{M}_{z_0}, \hat{M}_z^\alpha, \hat{M}_z^{\bar{\omega}_z}, \hat{M}_z^{\delta_B}]$ $\hat{\theta} = \Delta\hat{M}_z^\alpha$	

Результаты математического моделирования и их обсуждение

Для проверки работоспособности адаптивного алгоритма было проведено математическое моделирование беспарашютного десантирования груза массой $m_{зр} = 8100$ кг из среднего положения в грузовой кабине (точка №6 монорельса) согласно схеме, изображённой на рисунке 4.

Рассмотрим результаты идентификации величин Δm_{z_0} , m_z^α , $m_z^{\omega_z}$, $m_z^{\delta_B}$ на первом этапе (при снижении до высоты 5 ± 2 м) (рис. 5 – 8). Здесь обозначено: 1 – фактическое изменение соответствующего коэффициента (согласно математической модели ВТС, рассмотренной выше); 2 – результат идентификации; 3 – результат идентификации с использованием фильтрации. Дело в том, что при идентификации коэффициентов аэродинамических производных, входящих в модель (1) присутствуют высокочастотные пульсации оценок (рисунок 5 – 8). Использование таких результатов для адаптивного управления невозможно. Поэтому для снижения уровня пульсаций оценок предлагается выполнять их фильтрацию с использованием инерционных звеньев $(Tp + 1)^{-1}$. Для примера рассмотрим порядок определения постоянной времени фильтра T для Δm_{z_0} . Критерием качества идентификации [5] выберем интеграл модуля ошибки (ИМО) $J = \int |e(t)| dt$. Ошибкой $e(t)$ в данном случае будет являться разница между действительным значением $\Delta m_{z_0}(t)$ и ее отфильтрованной оценкой $\Delta \tilde{m}_{z_0}(t)$

$$e(t) = \Delta m_{z_0}(t) - \Delta \tilde{m}_{z_0}(t). \quad (7)$$

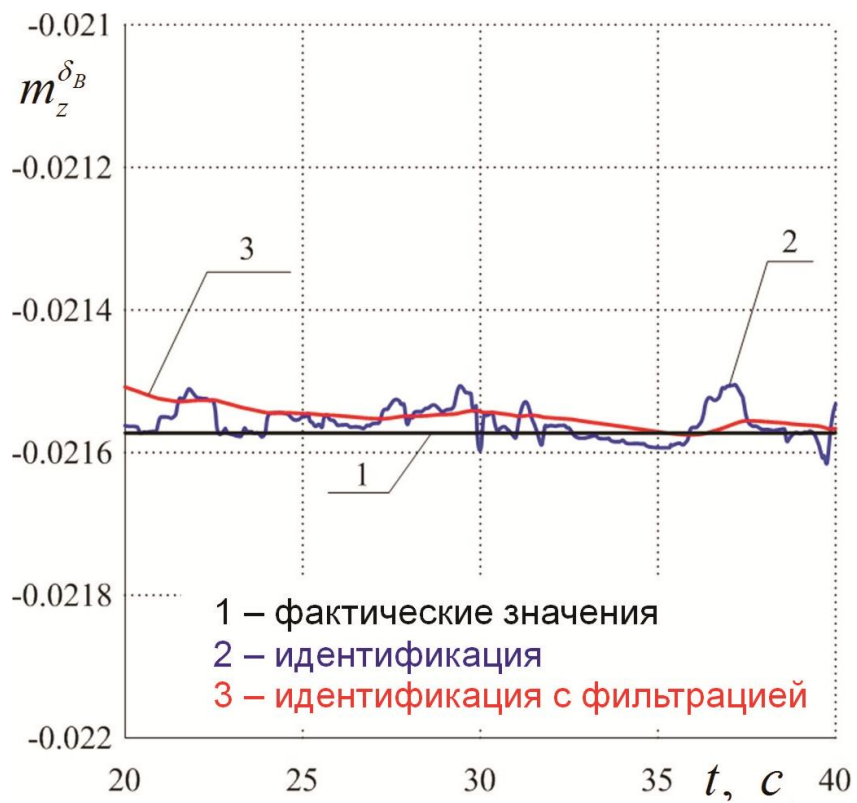


Рисунок 5. Идентификация производной $m_z^{\delta_B}$

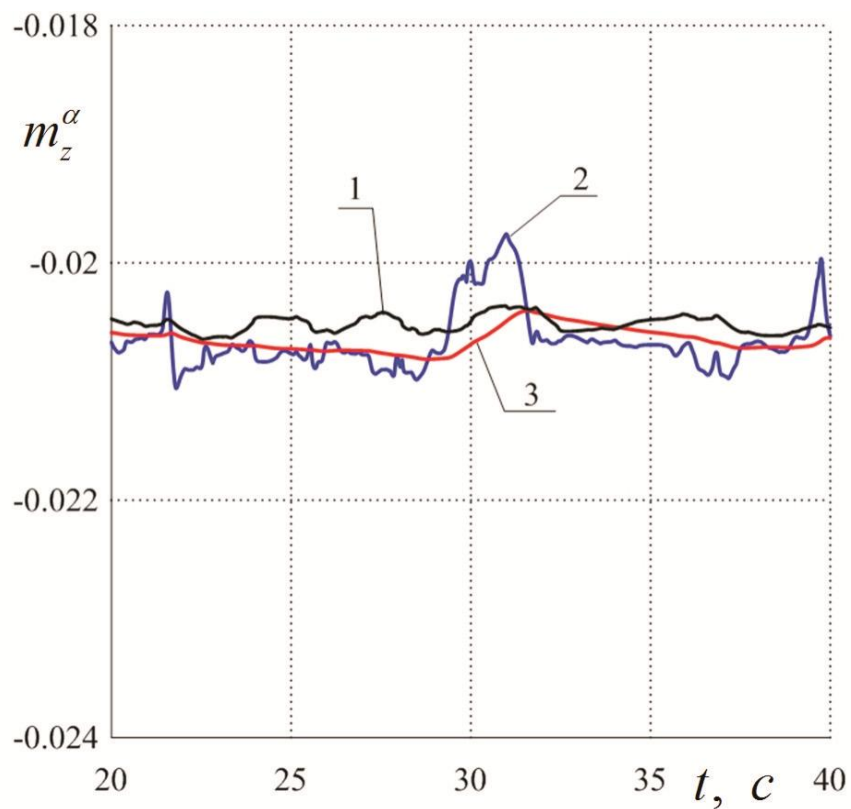


Рисунок 6. Идентификация производной m_z^{α}

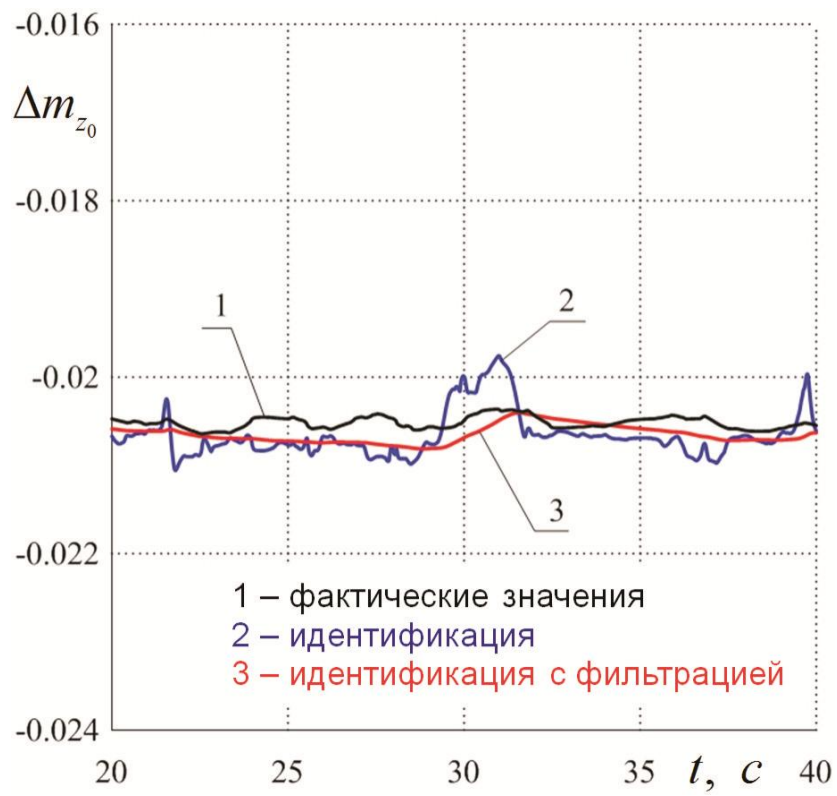


Рисунок 7. Идентификация коэффициента Δm_{z_0}

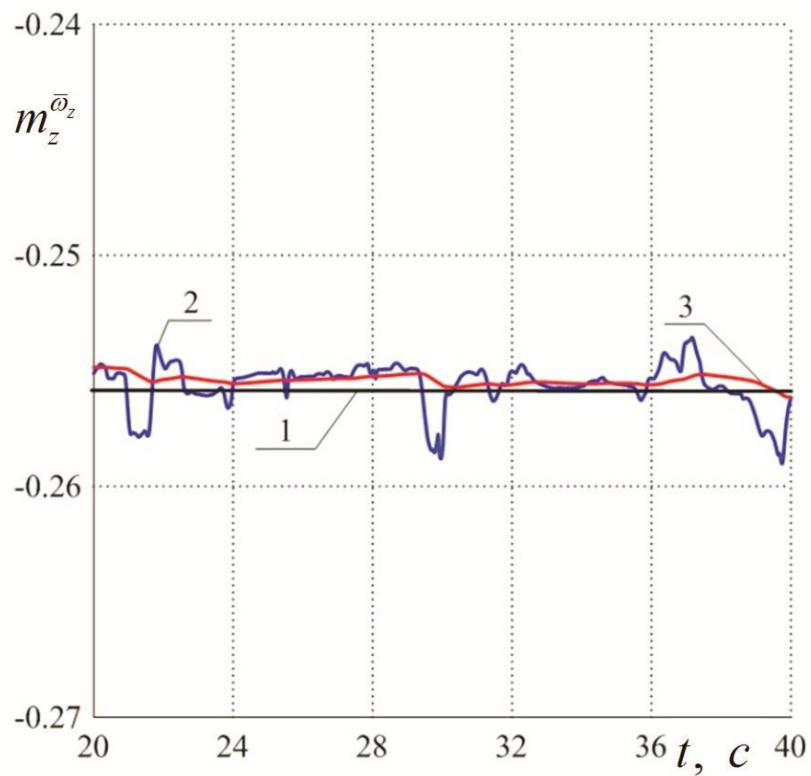


Рисунок 8. Идентификация производной $m_z^{\bar{\omega}_z}$

Оптимальное значение постоянной времени T инерционного фильтра выбирается таким образом, чтобы ИМО принимал экстремальное (минимальное) значение.

В целом фильтрация оценок аэродинамических производных с помощью фильтров в виде апериодических звеньев 1-го порядка с постоянными времени, определенными на основании использования интегральных оценок качества идентификации позволяет значительно снизить уровень колебаний их значений. Вместе с тем вопросы выбора структуры фильтра и критерия качества идентификации для обеспечения последующего расчета требуемого угла отклонения руля высоты $\delta_{В\text{расч}}$ требуют дополнительного рассмотрения.

Рассмотрим результат идентификации Δm_z^α на 2-м этапе (при непосредственной выброске моногруза). На рисунке 9 представлено фактическое изменение центровки ВТС.

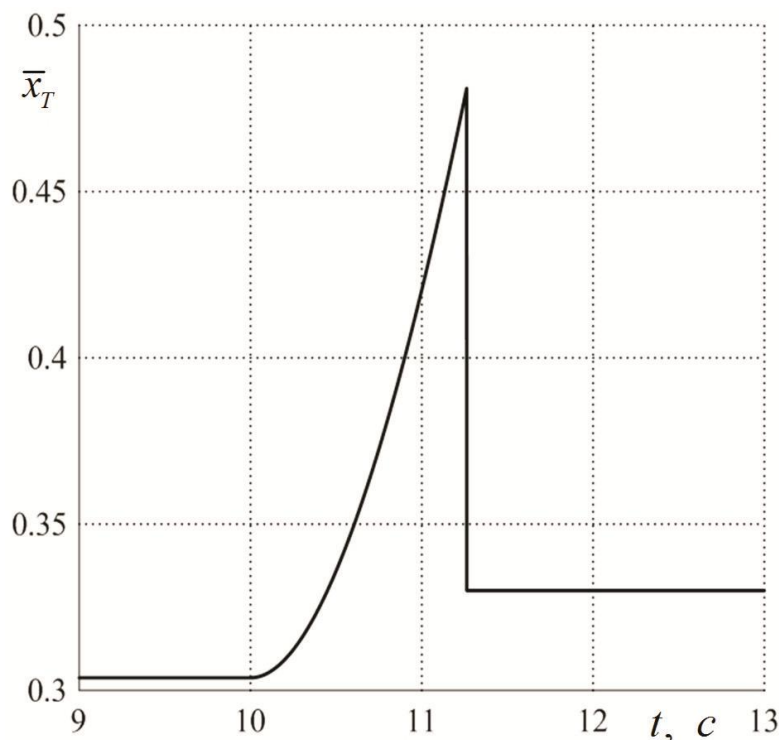


Рисунок 9. Фактическое изменение центровки ВТС

Груз страгивается при $t = 10$ с, далее движется по грузовой кабине под воздействием силы вытяжного парашюта [6, 7] и выходит за обрез рампы при $t = 11,25$ с.

Результаты идентификации приращения коэффициента частной производной момента тангажа по углу атаки Δm_z^α представлены на рисунке 10, где сравнивается изменение Δm_z^α из математической модели (ММ) и полученной в результате идентификации. Расхождения значений в момент страгивания происходит из-за появления дополнительного пикирующего момента, вызванного тем, что линия действия силы от вытяжного парашюта располагается ниже центра масс ВТС.

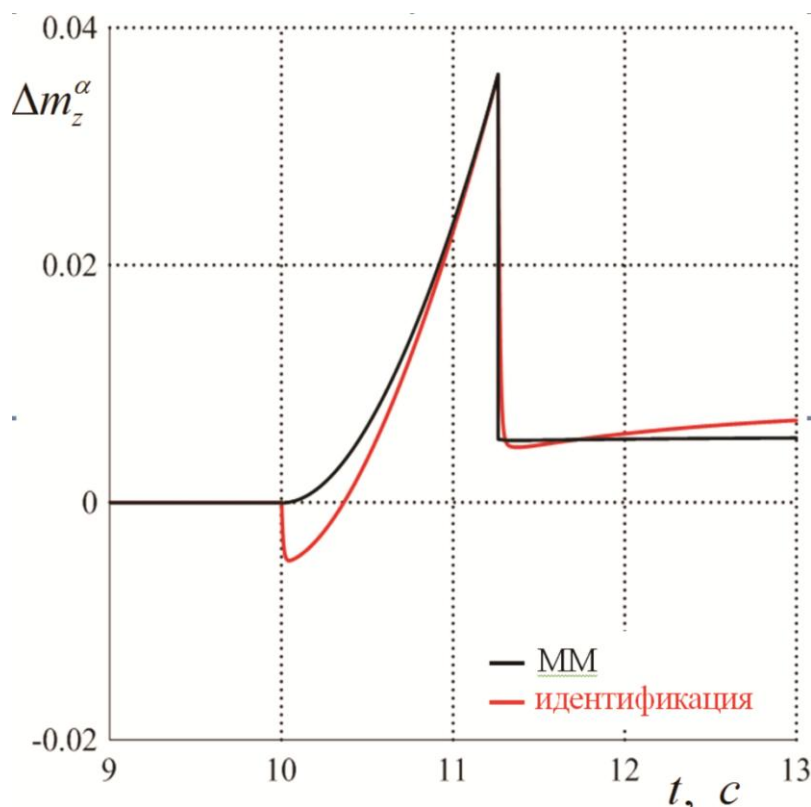


Рисунок 10. Идентификация коэффициента Δm_z^α

На рисунке 11 показано отклонение руля высоты в соответствии с адаптивным алгоритмом (2) (при невмешательстве лётчика в управление). Для сравнения дополнительно показано отклонение руля высоты при работе системы

автоматического управления САУ-1Т-2Б самолёта Ил-76МД при стабилизации угла тангажа в режиме «Заход», закон управления которой имеет вид

$$\delta_{B_{CAV}} = 2,5(\vartheta - \vartheta_3) + 5\omega_z, \quad (8)$$

где ϑ, ϑ_3 – текущий и заданный углы тангажа (значения коэффициентов ограничиваются обеспечением необходимого запаса устойчивости ВТС). Следует отметить, что применение САУ в продольном канале при десантировании в настоящее время не разрешено в связи с опасностью выхода параметров полёта ВТС за пределы эксплуатационных ограничений. На рисунках 12 – 13 показано изменение угла атаки, нормальной перегрузки и высоты полёта при фиксированном руле высоты, работе САУ и работе адаптивного алгоритма.

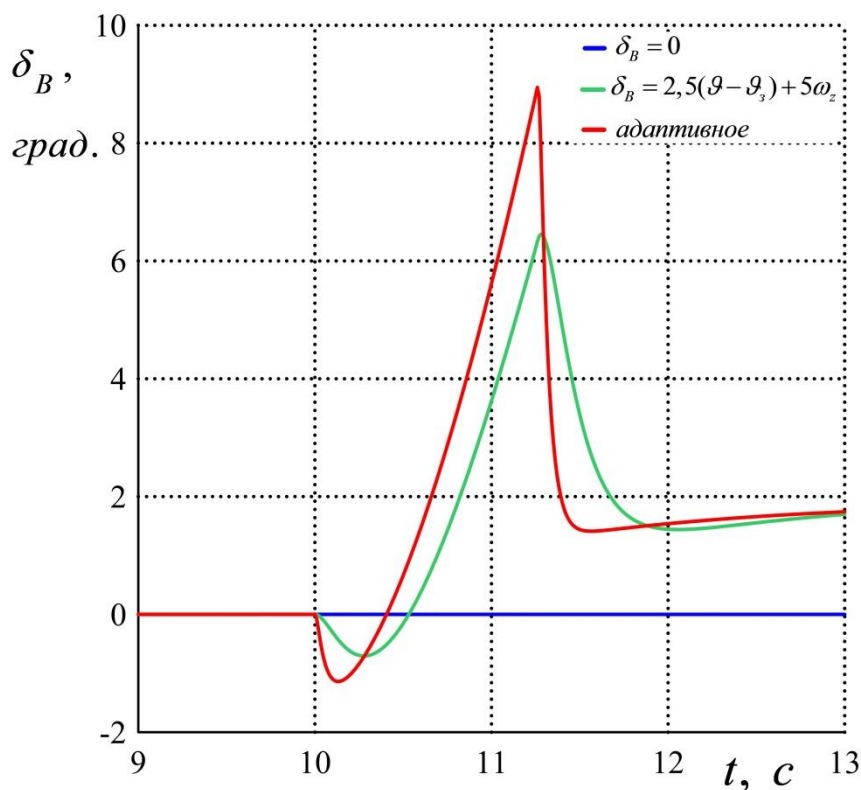


Рисунок 11. Отклонение руля высоты

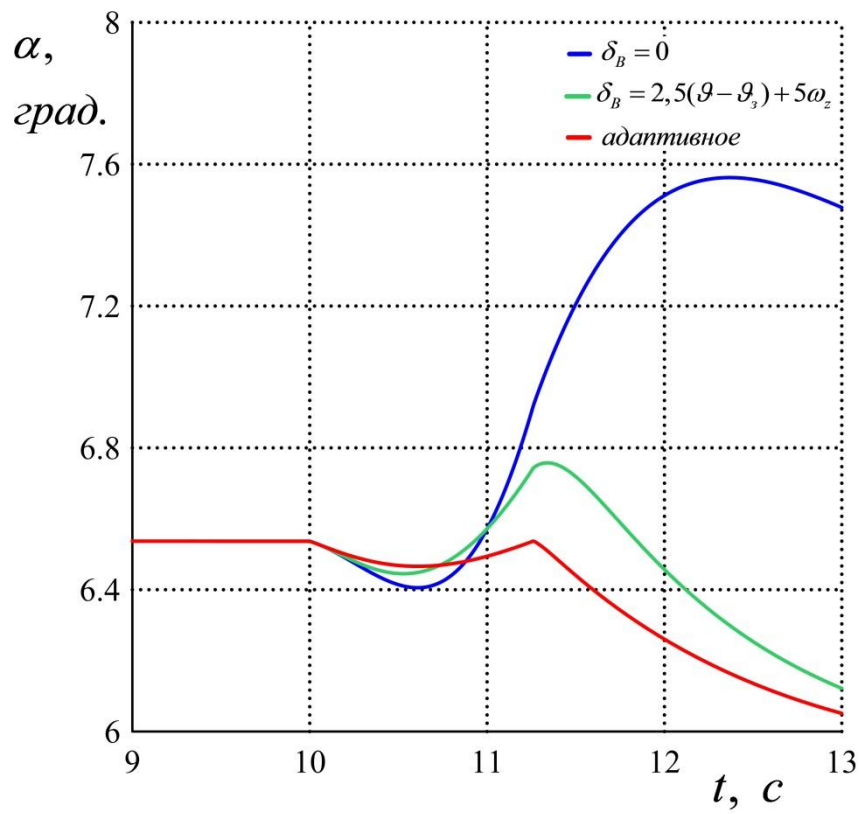


Рисунок 12. Изменение угла атаки

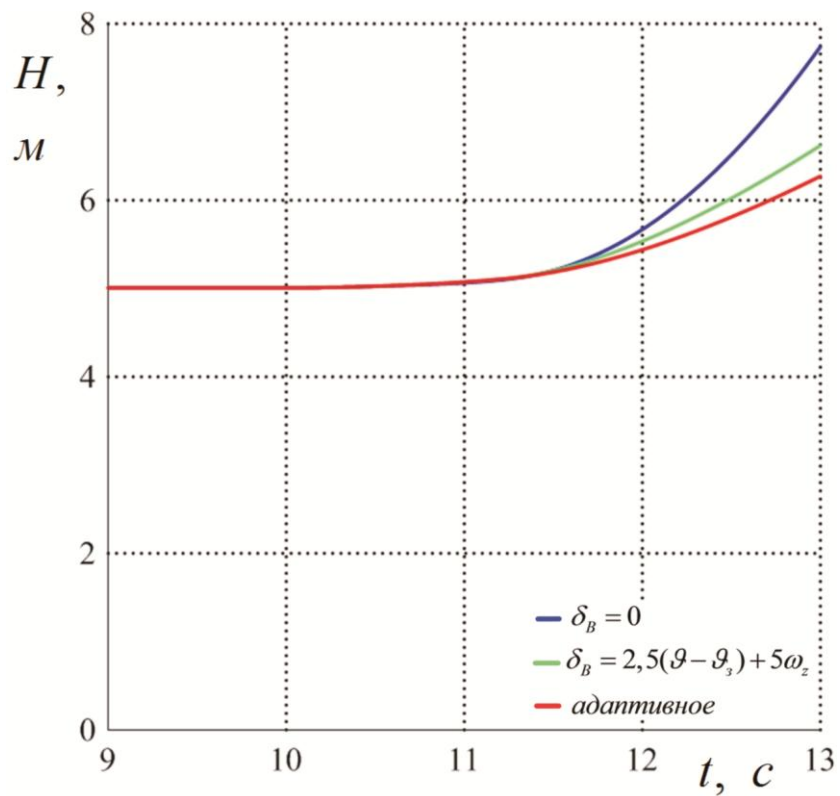


Рисунок 13. Отклонение руля высоты

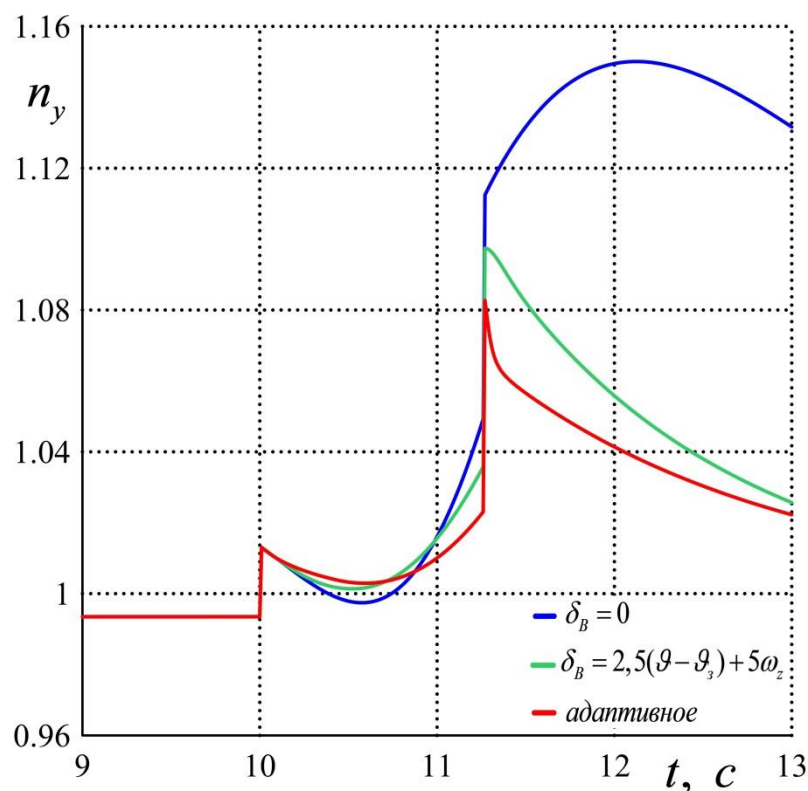


Рисунок 14. Отклонение руля высоты

Выводы и рекомендации

Разработан новый способ адаптивного управления ВТС на этапе непосредственного сбрасывания моногруза, заключающийся в формировании корректирующего отклонения руля высоты на основе текущей идентификации аэродинамических характеристик ВТС. Способ обеспечивает автоматическую стабилизацию углового положения самолёта, компенсируя возникающие при движении груза по грузовой кабине кабрирующий и при сходе груза с обреза грузового люка – пикирующий момент. Результаты математического моделирования подтверждают работоспособность данного способа адаптивного управления ВТС в условиях беспарашютного десантирования моногруза. За счёт компенсации возмущающего момента снижены забросы кинематических параметров полёта, что, несомненно, облегчит пилотирование ВТС лётчиком, позволит увеличить

максимальную массу десантируемого груза при требуемом уровне безопасности полёта. Данные оценки будут проводиться методом Монте-Карло [8].

В заключении необходимо отметить, что способ адаптивного управления неманевренным ВТС при десантировании предлагается для реализации впервые, так как адаптивные алгоритмы управления в настоящее время применяются только на маневренных самолётах (Як-130, Су-30СМ, Су-35 и т.д.).

Библиографический список

1. Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д., Шинькарук А.С. Проблемы устойчивости и управляемости военно-транспортного самолёта в условиях сброса моногруза // Труды XIV Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов «Авиакосмические технологии – 2013». Воронеж, Россия, 2013. С. 367 – 373.

2. Верещиков Д. В., Кузнецов А. Д. Особенности создания математической модели движения военно-транспортного самолёта при десантировании моногруза // Тезисы докладов II Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки», «АВИАТОР», Воронеж, Россия, 11-13 февраля 2015. С. 104 – 105

3. Ким Д.П. Теория автоматического управления. Т.2. - М.: Физматлит, 2004. - 464 с.

4. Дилигенская А.Н. Идентификация объектов управления. - Самара: Самарский государственный технический университет, 2009. - 136 с.

5. Дорф Р. Современные системы управления: Пер. с англ. - М.: Лаборатория базовых знаний, 2012. - 832 с.

6. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарёв А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. - М.: Физматлит, 2009. - 576 с.

7. Чуркин В.М. Программный модуль приближенного исследования раскрытия купола парашюта // Труды «МАИ», 2011, № 49:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=27968>

8. Дмитриев О.Н. Многообразие методов имитационного моделирования // Труды «МАИ», 2011, № 49:
http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=28122&PAGEN_2=2