

УДК 629.7.01

Цзинь Бин, В.П. Зинченко, С.В. Зинченко, Д.И. Конотоп, И.П. Муха

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ СБРОСЕ ГРУЗА В СРЕДЕ MATLAB

Аннотация: Рассмотрена задача моделирования параметров возмущенного движения летательного аппарата при сбросе грузов для основных способов его извлечения из грузовой кабины в среде Matlab/Simulink.

Ключевые слова: летательный аппарат, возмущенное движение, сброс груза, модель нахождения параметров, MATLAB, Simulink.

Введение

Одним из способов доставки груза в любую точку планеты является его транспортировка летательным аппаратом (ЛА) с последующим сбросом. Это экономит время и обеспечивает возможность доставки груза в любой заданный район.

При этом важной задачей является исследование параметров возмущенного движения ЛА при сбросе грузов с целью улучшения его управляемости и устойчивости.

Постановка задачи

Предложить метод решения задачи определения параметров возмущенного движения ЛА при сбросе грузов для основных способов его извлечения из грузовой кабины в рамках концепции информационной технологии проектных исследований сложных технических объектов, а именно ЛА.

Метод определения параметров возмущенного движения ЛА

Сброс груза осуществляется путем его перемещения в грузовой кабине ЛА к грузолоку с последующим его падением под действием собственного веса [1].

При сбросе груза различают следующие способы его извлечения из грузовой кабины: транспортный (а) – перемещение груза с заданной скоростью транспортером (задается V_t – скорость транспортера); одиночный парашютный срыв (б) – грузы извлекаются вытяжным парашютом (ВП) и сбрасываются по отдельности (задаются F и c_n – площадь ВП и его коэффициент аэродинамического сопротивления); парашютный срыв цугом (в) – грузы извлекаются ВП и сбрасываются друг за другом (задаются – F и c_n); “с горки” (г) – извлечение груза путем изменения тангажа ЛА для движения груза под действием собственного веса (задается θ – угол наклона траектории); “разгон” (д) – извлечение груза за

© Цзинь Бин, В.П. Зинченко, С.В. Зинченко, Д.И. Конотоп, И.П. Муха, 2012

счет сил инерции, возникающих при разгоне ЛА (задается ΔP – величина увеличения тяги двигателей).

Компенсация возмущений движения ЛА при сбросе груза производится рулем высоты такими способами: фиксированием; установкой определенного значения системой автоматического управления (САУ) и / или системой улучшения устойчивости (СУУ); установкой определенного значения специальным автоматом парирования возмущений ЛА при сбросе груза; установкой определенного значения летчиком.

Уравнения продольного движения ЛА относительно плоской неподвижной Земли имеют вид (1) [2,3].

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = \frac{3,6g}{V} [nP \cos(\alpha + \varphi) - c_x qS - G \sin \theta] \\ \dot{\theta} = \frac{207,36g}{V \cdot G} [nP \sin(\alpha + \varphi) + c_y qS - G \cos \theta] \\ \dot{\omega} = \frac{57,3}{I_z} \{nP y + qS b [m_z + c_y (x_0 + x_4 - x_3)] + \frac{0,0628b}{V} (m_z^{\varpi z} \omega_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha})\}; \\ \dot{H} = \frac{V}{3,6} \sin \theta; \\ \dot{L} = \frac{V}{3,6} \cos \theta; \\ \dot{\vartheta} = \omega_z; \\ \dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\theta}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где: m – масса ЛА; V – скорость ЛА; H – высота; L – дальность полета; g – ускорение свободного падения; φ – угол установки двигателей; P – тяга двигателя; X_a – сила лобового сопротивления; Y_a – аэродинамическая подъемная сила; M_z – момента тангажа; θ – угол наклона траектории, α – угол атаки, ϑ – угол тангажа, ϖ_z – скорость тангажа; I_z – момент инерции относительно оси OZ ; b – средняя аэродинамическая хорда крыла; y – плечо вектора тяги двигателя относительно оси OZ ; n – количество двигателей; $m_z^{\delta_s}$ – производная коэффициента продольного момента по углу отклонения руля высоты δ_s .

В качестве начальных условий определения параметров возмущенного движения ЛА при сбросе груза принимаются параметры прямолинейного установившегося полета ЛА в спокойной атмосфере, а именно: наклон траектории (θ_0), высота (H_0), скорость (V_0), угол атаки (α_0), суммарная тяга двигателей (P_0), угол отклонения руля высоты (δ_{s0}).

Начальные условия определяются из решения уравнений продольной балансировки (2), которые получаем из (1) для условия стационарного полета ($\dot{V} = \dot{\theta} = \dot{\omega}_z = \dot{\alpha} = 0$).

$$\left\{ \begin{array}{l} nP \cos(\alpha + \varphi) - c_x qS - G \sin(\theta) = 0; \\ nP \sin(\alpha + \varphi) + c_y qS - G \cos(\theta) = 0; \\ nPY + [m_z + m_z^{\delta_B} \delta_s + c_y (x - x_3)] qS b = 0. \end{array} \right. \quad (2)$$

Вертикальные перегрузки в центр тяжести ЛА и перемещающегося груза вычисляются по формулам:

$$n_y = [c_y qS + P \sin(\alpha + \varphi)] / G;$$

$$n_y^1 = n_y - [x_2 - x_0b + x_5 - x_4b] \frac{\omega_Z}{57,3g}.$$

Величина продольного момента инерции ЛА относительно оси координат в процессе перемещения груза определяется следующим образом:

$$I_Z = Iz_0 + Iz_1 + (x_0 - x_1 + x_4)^2 \frac{G_1 b^2}{g} + (x_2 - x_0b + x_5 - x_4b)^2 \frac{G_2}{g}$$

Система уравнений (1) дополняется зависимостью δ_0 , описывающей процесс парирования возмущений как суммарное значение балансирующего отклонения руля высоты (δ_6) и изменения от СУУ ($\Delta\delta_1$), САУ($\Delta\delta_2$), летчика ($\Delta\delta_3$):

$$\delta_0 = \delta_6 + \sum_{i=1}^3 \Delta\delta_i.$$

Процесс сброса груза условно делится на три этапа: (1) от момента страгивания до момента прохождения центра тяжести груза среза платформы грузолюка; (2) от момента прохождения центра тяжести груза среза платформы грузолюка до отделения; (3) после отделения груза.

Отметим, что при сбросе груза способом (а) распределенной нагрузки 1-й этап заканчивается моментом прохождения 1-го элемента груза среза платформы грузолюка, а 2-й этап - моментом прохождения среза платформы грузолюка центра тяжести последнего элемента груза.

Уравнения, которое описывает относительные движения груза (x_5) в грузовой кабине ЛА, зависит от способа извлечения груза, и имеет такой вид:

$$\ddot{x}_5 = \begin{cases} \frac{g}{G_2} \left[\frac{c_{n,p} F}{2} (V/3, 6 - x_5)^2 \cos(\vartheta - \theta) + \dot{V} \frac{G_2}{3,6g} + G_2 (\sin \vartheta - f n_y^1 \cos \vartheta) \right], \\ \text{для способа б) и в)} \\ g (\sin \vartheta - f \cos \vartheta), \text{ для способа г)} \\ g (\sin \vartheta - f \cos \vartheta) + \frac{\dot{V}}{3,6}, \text{ для способа д)} \\ V_i t, \text{ для способа а)} \end{cases}$$

где l – длина платформы; f – коэффициент трения груза.

Для определения изменения веса и центровки ЛА в процессе перемещения груза для первого, второго и третьего этапа используются соотношения (3), (4), (5) соответственно.

$$G = G_1 + \sum_{i=1}^k G_2^i, \text{ для всех способов;}$$

$$x = \begin{cases} \left(G_1 x_1 + \sum_{i=1}^k G_2^i x_2^i \right) / Gb, \text{ для способов а), б), г), д)} \\ \left(G_1 x_1 + \sum_{i=1}^{k-1} G_2^i x_2^i \right) / Gb + G_2^k x_2^k / Gb, \text{ для способа в)} \end{cases} \quad (3)$$

$$G = \begin{cases} G_1 + \sum_{i=1}^k G_2^i, \text{ для способов а), г), д);} \\ G_1 + \sum_{i=1}^{k-1} G_2^i + \mu G_2^k, \text{ для способов б), в);} \end{cases}$$

$$x = \begin{cases} \left(G_1 x_1 + \sum_{i=1}^k G_2^i x_2^i \right) / Gb, \text{ для способов а), г), д)} \\ \left(G_1 x_1 + \sum_{i=1}^{k-1} G_2^i x_2^i \right) / Gb + \mu G_2^k x_2^k / Gb, \text{ для способов б), в)} \end{cases} \quad (4)$$

$$G = G_1 \quad x = x_1 \quad (5)$$

где $G_2 = \sum_{i=1}^k G_2^i$ – моногруз; для способов (б) и (в) $x_6 < x \leq x_6 + \frac{1}{2}l$; $\mu = 1 - 2(x_2^i - x_7) / l$.

В случае сброса способом (а) распределенного груза уравнения изменения веса и центровки ЛА имеют вид:

$$G = G_1 + G_2 \left(1 - \frac{V_t(t - t_1)}{l} \right);$$

$$x = \frac{1}{Gb} \left(G_1 x_1 + G_2 x_2 \left(1 - \frac{V_t(t - t_1)}{l} \right) \right); \quad x_5 = x_2 + 0,5(x_6 + V_t t).$$

Исходные данные

Исходными данными для решения задачи являются: коэффициент подъемной силы: $C_y(\alpha)$; поляра самолета: $C_{x1}(\alpha)$; коэффициенты продольного момента самолета: m_{z0} ; коэффициенты шарнирных моментов руля высоты: $m_z^{\delta B}$. Все они определяются на основании продувок ЛА в аэродинамической трубе [4–6].

Для расчета коэффициентов подъемной силы используется метод наименьших квадратов [7].

Моделирование параметров возмущенного движения ЛА

Для решения задачи моделирования параметров возмущенного движения ЛА при сбросе грузов предлагается использовать среду Simulink [8] – интерактивный инструмент для моделирования, имитации и анализа динамических систем.

Simulink позволяет строить графические блок-диаграммы, имитировать динамические системы, исследовать работоспособность систем и совершенствовать проекты. Simulink полностью интегрирован с MATLAB [9], обеспечивает немедленный доступ к широкому спектру инструментов анализа и проектирования, также интегрируется с Stateflow для моделирования поведения, вызванного определенными событиями. Эти преимущества делают Simulink наиболее популярным

инструментом для проектирования систем управления и коммуникации, цифровой обработки и других приложений моделирования.

Общая модель нахождения параметров возмущенного движения ЛА в Simulink представлена на рис. 1.

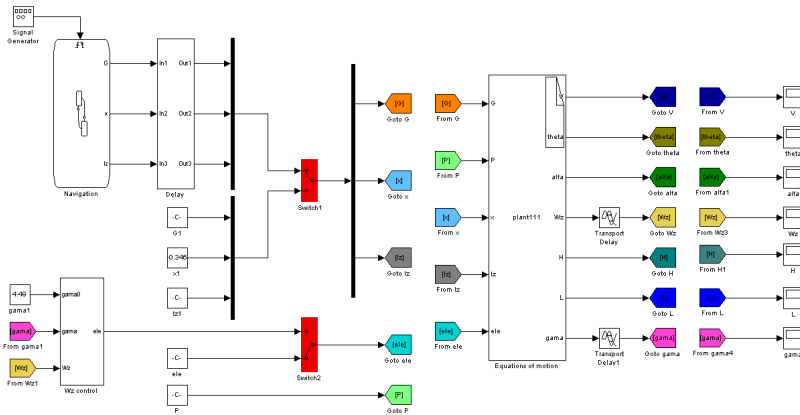


Рис. 1 – Модель определения параметров возмущенного движения ЛА.

Данная модель включает четыре модуля:

- Продольные уравнения движения;
- Навигация;
- Поддержка угла тангажа;
- Задержка управления.

Рассмотрим каждый из модулей.

Продольные уравнения движения

Разработчиком S-функции называется блок с названием S-Function Builder из библиотеки стандартных блоков Simulink. С его помощью можно создать S-функцию, т.е. исходный файл с расширением .s и машинный файл с расширением .dll, вводя в присущее этому блоку диалоговое окно информацию о характеристиках создаваемого блока и фрагментах исходного файла, касающихся вычисления выходных сигналов, векторов состояния непрерывных и дискретных блоков.

Данный разработчик является удобным инструментом, так как освобождает от рутинной работы, связанной с написанием тех фрагментов исходного файла, которые определяют число входов и выходов, число переменных состояния и т.п. С помощью разработчика S-Function Builder можно облегчить процедуру создания S-функции по написанию исходного файла и его компиляции. После успешной компиляции блок S-Function Builder играет роль созданного на его основе пользовательского блока. Блок plant111/S-Function Builder позволяет ввести определенные входные сигналы S-функции для того, чтобы вычислить ее выходные сигналы (рис. 2).

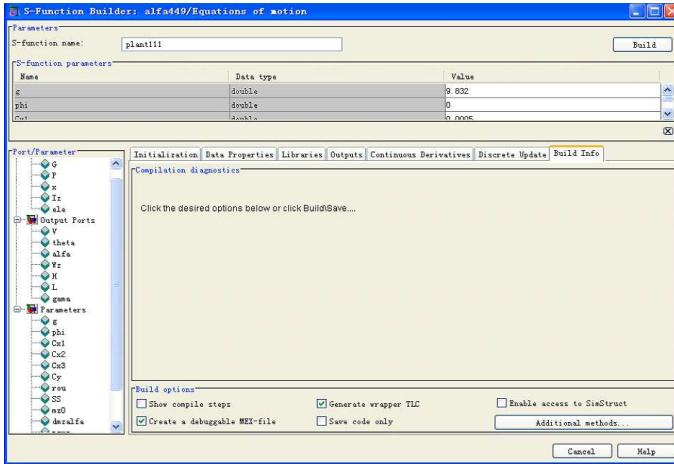


Рис. 2 – Модуль вычисления выходных сигналов S-функции.

Навигация

Конечный автомат (finite state machine (FSM)) – вариант управляемой событиями (реактивной) системы. Управляемая событиями система переходит из одного состояния (режима) в другое предписанное состояние в том случае, если условие, определяющее изменение, истинно.

Общая Stateflow-модель конечного автомата представлена на рис. 3.

Поддержка угла тангажа

Тангаж – угловое движение относительно главной поперечной оси инерции. Угол тангажа (ϑ) – угол между продольной осью ЛА и горизонтальной плоскостью. В авиации различают тангаж с увеличением угла и с уменьшением угла; вызывается отклонением руля высоты.

Один из простейших законов управления угла тангажа имеет следующую структуру:

$$\Delta\delta_B = -k_B^{\vartheta}(\vartheta_3 - \vartheta) + k_B^{\omega_Z}\omega_Z, \quad (6)$$

где: ϑ_3 и ϑ – соответственно заданное и текущее значения угла тангажа; k_B^{ϑ} и $k_B^{\omega_Z}$ – передаточные числа; $\Delta\delta_B$ – отклонение руля высоты от балансирующего положения.

Модель поддержки угла тангажа представлена на рис. 4.

Задержка управления

Модель задержки управления представлена на рис. 5. Задержка управления составляет 0.005 с.

Результаты решения задачи

Определим параметры возмущенного движения ЛА при сбросе груза на примере сброса одного груза.

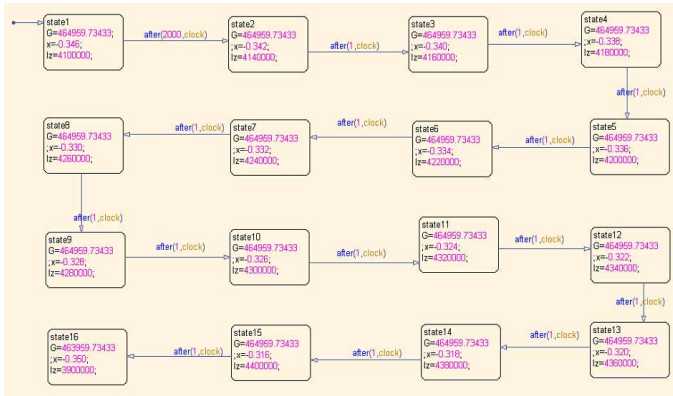


Рис. 3 – Stateflow-модель конечного автомата.

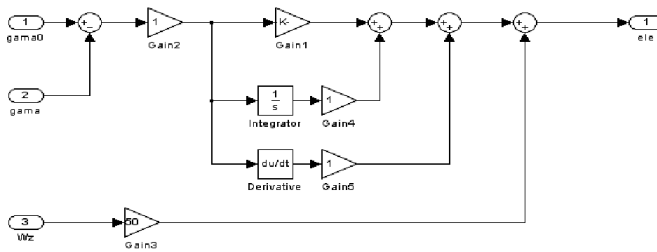


Рис. 4 – Модель поддержки угла тангажа.

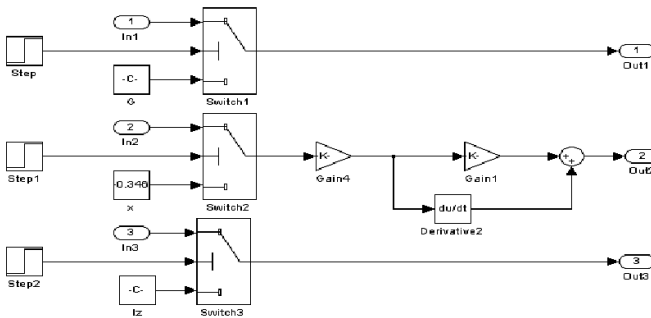


Рис. 5 – Модель задержки управления.

Характеристики сбрасываемого груза следующие: вес груза: 1000 кг; момент инерции элемента груза: 502кгм^2 ; начальная скорость: 280 км/ч; высота полета: 1000 м; начальная центровка: 30%; метод сброса – транс-

портный; способ парирования возмущений – СУУ.

Результаты расчета значений исходных аэродинамических данных следующие: коэффициенты подъемной силы: $C_y(\alpha) = 0.1$ и $C_{y0}(\alpha) = 0.63$; полярны: $C_{x1}(\alpha) = 0.0005$, $C_{x2}(\alpha) = 0.0027$ и $C_{x0}(\alpha) = 0.0323$; коэффициенты продольного момента самолета: $m_{z0} = 0.3$; $m_z^{\omega z} = -0.8$; $m_z^{\alpha} = -0.25$; зависимость коэффициентов шарнирных моментов руля высоты: $m_z^{\delta B} = 0.002625$, $m_z^{\delta B0} = 0.0291$.

На основании решения (6) получены такие балансировочные параметры ЛА до сброса, а именно: $V_0 = 280$ км/ч (рис 6, а), $H_0 = 1000$ м (рис 6, б), $\alpha_0 = 4, 49^\circ$ (рис 6, в), $\theta_0 = 0^\circ$ (рис 6, г), $P_0 = 12485$, 7 кг, $\delta_{e0} = -0, 3^\circ$.

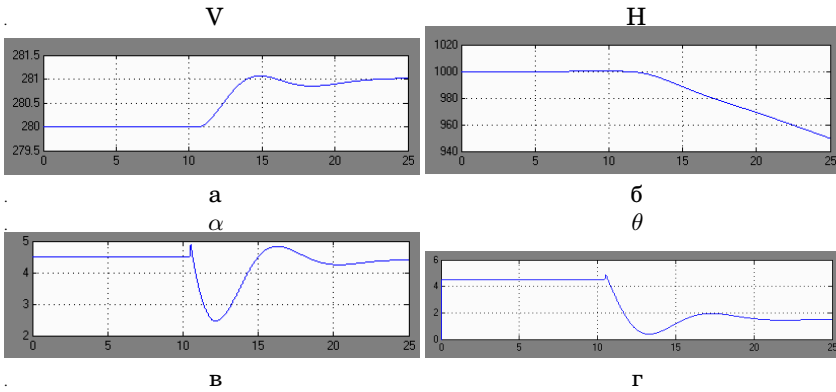


Рис. 6 – Сброс груза без компенсации

На рис. 6 и 7 показан процесс изменения параметров возмущенного движения ЛА за 25 секунд с дискретностью 0.005 сек.

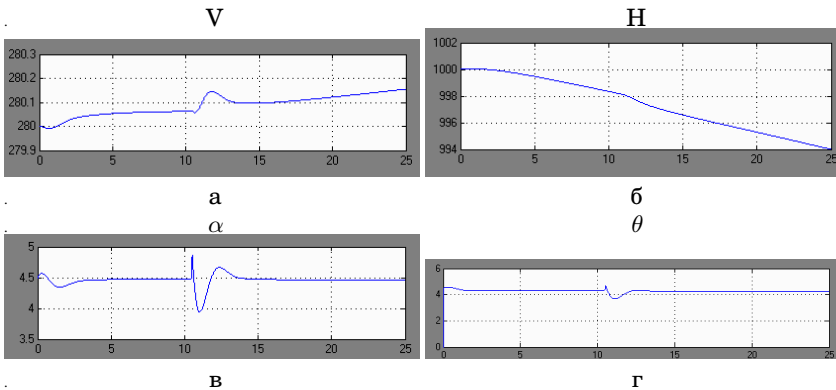


Рис. 7 – Компенсация возмущенного движения ЛА при сбросе груза

Как видно из рис. 7, разброс всех рассмотренных параметров возмущенного движения ЛА становится значительно меньше. Следовательно, компенсация возмущенного движения ЛА при сбросе груза значительно улучшает управляемость и устойчивость ЛА.

Выводы

В статье рассмотрено решение задачи определения параметров возмущенного движения ЛА при сбросе грузов для основных способов его извлечения из грузовой кабины с использованием среды Matlab/Simulink.

На основании рассмотренных исходных данных и представленного теоретического материала построена модель нахождения параметров возмущенного движения ЛА при сбросе груза, проведено сравнение параметров возмущенного движения ЛА при сбросе груза без компенсации и с компенсацией возмущенного движения самолёта.

Показано, что компенсация возмущенного движения самолёта при сбросе груза значительно улучшает управляемость и устойчивость самолета.

Литература

1. Горбатенко С.А. и др. Механика полета. – М: Машиностроение, 1969.
2. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика полета самолета. Пространственное движение. - М.: Машиностроение, 1979. - 320 с.
3. Остославский И. В., Стражева И. В. Траектории летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1983. - 499 с.
4. Зинченко В.П. Автоматизированная обработка данных в дозвуковой аэродинамической трубе // Самолетостроение. Техника воздушного флота. - Харьков: ХАИ.- 1990.- № 57.- С. 72-76.
5. Египко В.М., Зинченко В.П., Белоусов Б.Н., Горин Ф.Н. Системы автоматизации экспериментальных исследований в аэродинамических трубах. - Киев: Наукова думка, 1992. - 264 с.
6. Зинченко В.П., Муха И.П., Куляс А.И., Зинченко Н.П., Заславский В.А. Процедуры комплексирования компонент информационных технологий экспериментальных исследований моделей летательных аппаратов // Комп'ютерні засоби, мережі та системи, 2002. - № 1. – С. 92 – 100.
7. Дорф Р., Бишоп Р. Современные системы управления. М.: Лаборатория Базовых знаний, 2002, 632 с.
8. Бобиков А.И. Использование пакета Simulink/MATLAB для исследования систем управления (Построение блок-схем): Учеб. пособие. Рязань: РГРТА, 2003, 64 с.
9. Дьяконов В.П., Круглов В.В. MATLAB. Анализ, идентификация и моделирование систем. СПб.: Питер, 2002, 432 с.

Отримано 14.05.2012 р.