

Н. Е. ХАЦЬКО, аспирант каф. СПУ НТУ «ХПИ»

ИДЕНТИФИКАЦИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Пропонується метод ідентифікації конструктивних параметрів літального апарату на засадах адаптаційного підходу при русі за умов сталого горизонтального польоту.

Предлагается метод идентификации конструктивных параметров летательного аппарата на основе адаптационного подхода при описании опорного движения.

On the base of adaptation approach under condition of stationary level flight a method of the constructive parameters of flying vehicle identification have been proposed.

Введение. В современных научно-технических исследованиях вычислительный эксперимент играет ведущую роль при проектировании и изучении сложных технических систем. Одним из основных этапов вычислительного эксперимента, в соответствии с методологией Глушкова В. М. [1], является построение математических моделей, адекватных физическим процессам в технических системах. Движение материальной точки, как физический процесс, всегда рассматривается в рамках некоторой системы координат, от типа которой зависит вид математической модели движения. Наравне с математической моделью для моделирования движения летательного аппарата важным является как можно более точное описание его конструктивных параметров и аэродинамических характеристик.

Для приближения научных исследований к возможности практического применения в качестве экспериментального объекта выбрано моделирование движения современного тяжелого транспортного самолета Ил-96-300 российского производителя, используемого также и в Украине.

В открытых источниках, публикуемых производителем, можно найти описание основных параметров изделия, таких как максимальный расход топлива, максимальная сила тяги двигателей, размах крыла и другие параметры. Более подробное описание аэродинамических параметров самолета найти не представляется возможным из-за отсутствия информации. Однако, как будет показано далее, такая информация оказывается необходимой для описания модели движения самолета. Таким образом, возникает задача доопределения конструктивных параметров. В статье предлагается метод оценки требуемых величин, использующий в качестве опорного движения установившийся горизонтальный полет.

Модель движения летательного аппарата. Традиционно движение самолета рассматривается в траекторной системе координат, что объясняется

простотой выражений при рассмотрении проекций сил, действующих на самолет и приложенных к его центру масс.

Траекторная система координат относится к подвижным системам координат (СК). Ее начало лежит в центре масс самолета, ось OX направлена по вектору земной скорости самолета \vec{v} , ось OY лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX и направлена обычно вверх от поверхности Земли [2]; ось OZ образует с осями OX и OY правую систему координат. Положение траекторной СК относительно сопровождающего трехгранника определяется двумя углами – углом наклона траектории θ и углом пути φ . В любую модель движения ЛА входят наравне с динамическими уравнениями кинематические, что позволяет исследовать движение в различных плоскостях. В качестве опорного движения для исследования выбирается движение в вертикальной или горизонтальной плоскости [3, с. 162].

Уравнения движения получены из второго закона Ньютона путем проектирования вектора абсолютного ускорения центра масс и действующих на объект сил на оси траекторной СК [4]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= g \left(\frac{P \cos(\alpha + \alpha_p) - X}{mg} - \sin \theta \right), \\ \dot{\theta} &= \frac{g}{V} \left(\frac{P \sin(\alpha + \alpha_p) + Y}{mg} \cos \gamma - \cos \theta \right), \\ \dot{\varphi} &= \frac{g}{V \cos \theta} \cdot \frac{P \sin(\alpha + \alpha_p) + Y}{mg} \cdot \sin \gamma, \end{aligned} \quad (1)$$

где V – модуль земной скорости, P – сила тяги, X – сила лобового сопротивления, Y – аэродинамическая подъемная сила, α – угол атаки крыла, α_p – в общем случае известный установочный угол оси двигателя по отношению к продольной оси ЛА, остающийся постоянным для выбранного типа ЛА. В формулах (1) учитывается принятый в авиации способ отсчета угла пути – положительным считается поворот слева направо от первоначально выбранного направления.

Аэродинамика объекта в траекторной СК при отсутствии ветра выражена двумя составляющими – силой лобового сопротивления X и аэродинамической подъемной силой Y , которые определяются, как [5]

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, \quad Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, \quad (2)$$

где C_x – коэффициент лобового сопротивления, C_y – коэффициент подъемной силы, ρ – плотность воздуха, S_{op} – площадь поверхности ЛА, омываемая потоком (иначе – характерная площадь, за которую обычно принимают для

самолетов площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла с подфюзеляжной частью [6, с. 110]).

Физический смысл коэффициентов аэродинамических сил заключается в том, что тела, имеющие одинаковую форму (при разных линейных размерах), взаимодействуют с набегающим потоком воздуха одинаково. Можно сказать, что полный коэффициент полной аэродинамической силы равен самой аэродинамической силе при продувке тела некоего единичного размера воздушным потоком единичной интенсивности. Практически, эти коэффициенты позволяют исследовать характеристики ЛА на уменьшенных моделях в условиях опытной установки, а затем использовать их в аэродинамических расчетах реального изделия. Таким образом, в модели движения присутствуют величины, определяемые экспериментально, что усложняет их применение в моделировании.

Согласно теории Жуковского в условиях безотрывного обтекания крыла зависимость коэффициента C_Y от угла атаки линейна и определяется, как

$$C_Y = 2 \cdot \frac{\pi \cdot l^2}{l^2 - 2S_{кр}} \cdot (\alpha - \alpha_0), \quad (3)$$

где α_0 – угол атаки для нулевой подъемной силы (на этом угле атаки возможно только вертикальное движение самолета вниз, так как подъемная сила равна нулю), l – размах крыла, $S_{кр}$ – площадь поверхности крыла. Определив коэффициент подъемной силы, перейдем к рассмотрению его взаимосвязи с коэффициентом лобового сопротивления.

В конструкторской практике после проведения аэродинамических испытаний и определения зависимости аэродинамических коэффициентов от величины угла атаки строятся поляры – графики зависимости коэффициентов C_Y от C_X в диапазоне летных углов атаки. Поляра характеризует такую зависимость в ограниченном диапазоне скоростей, поэтому каждому числу Маха полета соответствует своя поляра, и каждая точка полученного графика соответствует определенному углу атаки.

В тех случаях, когда данных об аэродинамических характеристиках не хватает, приходится задавать истинные табличные зависимости приближенными интерполяционными выражениями. Проведя аппроксимацию поляры полиномиальной зависимостью $C_X(C_Y)$, дополним описание модели движения ЛА. Степень полинома влияет на точность оценки коэффициента лобового сопротивления, но для приближенных расчетов можно использовать линейную зависимость:

$$C_X(C_Y) = a_0 + a_1 C_Y. \quad (4)$$

Таким образом, основные выражения, образующие модель динамики полета самолета следующие:

$$\begin{cases} \dot{V} = g \left(\frac{P \cos(\alpha + \alpha_p) - X}{mg} - \sin \theta \right), \\ \dot{\theta} = \frac{g}{V} \left(\frac{P \sin(\alpha + \alpha_p) + Y}{mg} \cos \gamma - \cos \theta \right), \\ \dot{\phi} = \frac{g}{V \cos \theta} \left(\frac{P \sin(\alpha + \alpha_p) + Y}{mg} \sin \gamma \right), \\ X = C_X \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, \\ Y = C_Y \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, \\ C_Y = 2 \frac{\pi \cdot l^2}{l^2 - 2S_{кр}} (\alpha - \alpha_0), \\ C_X = a_0 + a_1 C_Y. \end{cases} \quad (5)$$

где m – масса ЛА, $S_{кр}$ – площадь поверхности крыла, l – размах крыла.

Опорный режим идентификации. Из открытых источников известны основные параметры самолета ИЛ-96-300: m – масса ЛА 117000 кг, $S_{кр}$ – площадь поверхности крыла 350 м², l – размах крыла 57,66 м. Наряду с этим в литературе не указаны необходимые для расчетов конструктивные параметры: площадь обтекаемой поверхности ЛА S_{op} , угол установки двигателей α_p , угол атаки нулевой подъемной силы α_0 .

Также производители всегда указывают параметры крейсерского режима полета. Для выбранного типа самолета это: высота – 11000 м, путевая скорость – 241 м/с, тяга двигателей – 3 500 кгс. Крейсерский полет – это полет на постоянной высоте с постоянной скоростью и наименьшим километровым расходом топлива. Такой режим используют для совершения полетов по установленным маршрутам и самолеты выбранного типа чаще всего совершают движение именно в названном режиме. Высота при таком полете в общем случае может увеличиваться по мере уменьшения массы самолета за счет расхода топлива. Ограничим время движения 600 секундами, что, при удельном расходе топлива 0,595 кг/кгс·час, не вызывает значительного уменьшения общей массы ЛА. Следовательно, примем на всем протяжении пути величину тяги двигателей, высоты и угла атаки постоянными.

В установившемся горизонтальном полете с постоянной скоростью значение угла наклона траектории остается постоянным и равным нулю – $\dot{\theta} = 0$, $\theta = 0$, так как кривизна траектории в вертикальной плоскости отсутствует. Угол пути и модуль скорости не изменяются $\dot{V} = 0$, $\dot{\phi} = 0$. Угол атаки α близок к нулевому значению, так как подъемная сила в данном режиме создается за счет угла установки двигателей α_p . Угол нулевой подъемной силы в (3) приравняем углу установки двигателей, взятым с

обратным знаком, так как вертикальное движение вниз с нулевой подъемной силой без сваливания в штопор является частным случаем планирования. Угол установки двигателей у современных самолетов около 2–3 градусов, что, из-за его малости, дает возможность заменить его синусом.

В этих условиях уравнения движения (5) принимают вид:

$$\begin{cases} P \cos \alpha_p = X, \\ P \sin \alpha_p + Y = mg, \\ X = C_X \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, \\ Y = C_Y \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, \\ C_Y = -2 \frac{\pi \cdot l^2}{l^2 - 2S_{кр}} \sin \alpha_p, \\ C_X = a_0 + a_1 C_Y. \end{cases} \quad (6)$$

где неизвестными остаются два параметра – S_{op} , α_p . Решив систему относительно этих величин, получили:

$$S_{op} = 386,5 \text{ м}^2, \quad \alpha_p = 2,5^\circ. \quad (7)$$

Используя полученные значения возможно моделирование характерных движений в других плоскостях и с другими параметрами траекторной СК.

Вывод. Таким образом, для идентификации неизвестных конструктивных параметров выбранной модели ЛА применен метод адаптации с использованием крейсерского режима полета. Модель (3) в условиях опорного движения в горизонтальной плоскости превращается из системы дифференциальных уравнений в алгебраическую систему, которая и характеризует установившийся горизонтальный полет с постоянной скоростью. Так как параметры крейсерского режима всегда публикуются в открытом доступе, то данный метод можно применить для любого типа самолетов.

Список литературы: 1. Глушков В. М. Фундаментальные исследования и технология программирования: Учебник. – Д.: АРЕ-Пресс, 2004. – 544 с. 2. ГОСТ 20058—80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 52 с. 3. Николаев Л. Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов. М.: Транспорт, 1990. – 392 с. 4. Красовский А. А.. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. – 560 с. 5. Аронин Г. С. Практическая аэродинамика: учебник для летного состава. – М.: Воениздат. 1962. – 384 с. 6. Микеладзе В. Г., Титов В. М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. – М.: Машиностроение, 1982. – 149 с.