

ТЕСТИРОВАНИЕ АЛГОРИТМА ИДЕНТИФИКАЦИИ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ОБЪЕКТНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ

В.Н. Овчаренко (Москва)

Введение

Экспериментальные и вычислительные методы современной аэродинамики летательных аппаратов дают возможность получить значительный объем информации относительно аэродинамического облика конкретного летательного аппарата еще на этапе его проектирования. Однако отличие реального самолета от его теоретической модели, которая строится на ряде предположений и допущений (даже вытекающих из предыдущего опыта создания самолетов определенного типа), приводит к необходимости решения задачи идентификации математической модели нового самолета по результатам его летных испытаний.

Особенностью задачи идентификации является нелинейная зависимость аэродинамических характеристик от параметров полета. Наличие и характер нелинейностей не всегда очевиден. Поэтому применимость методов идентификации, ориентированных на математические модели с заданной или предполагаемой структурой, часто ограничена и возникает необходимость в разработке новых алгоритмов идентификации, направленных на учет этих особенностей и тестирование этих алгоритмов.

В этой работе иллюстрируются общие этапы тестирования адаптивного алгоритма идентификации на имитационной модели летного эксперимента самолета Cessna-172SP в продольном движении. Летные эксперименты имитировались в авиационном симуляторе X-Plane 10 фирмы Laminar Research. Вся обработка результатов летного эксперимента выполнена в математическом пакете MatLab.

Имитационные эксперименты и тестирование новых алгоритмов идентификации

После разработки алгоритма идентификации математических моделей (или в процессе этой разработки) необходимо показать эффективность и работоспособность предлагаемого алгоритма. По результатам такого тестирования принимается решение о целесообразности применения разработанного алгоритма. Тестирование выполняется в несколько этапов.

Первый этап. Формируют одну или систему тестовых математических моделей. Эти модели представляют собой математические соотношения между переменными, которые описывают поведение объекта (его реакцию), задают структуру информационно-измерительной системы, задают входные переменные (управления). Математические модели могут быть очень сложными и основанными на сложных математических пакетах [1].

Такой подход к тестированию предлагаемого метода идентификации имеет следующие достоинства.

1. Ответ, который должен быть получен тестируемым методом идентификации заранее известен, т.к. все, что касается математической модели назначается самим исследователем.
2. Тестовая модель или система тестовых моделей могут применяться для настройки метода идентификации, если метод содержит некоторые теоретико-функциональные неопределенности.

3. Тестовая модель или система тестовых моделей не зависит от географического места тестирования, аппаратных характеристик вычислительных средств и программного обеспечения. Эту модель или систему тестовых моделей можно передать любым другим исследователям.
4. Воспроизводимость результатов такого тестирования алгоритма идентификации гарантирована. Результаты могут быть получены неограниченное число другими исследователями.
5. Результаты тестирования на математических моделях могут служить иллюстративным примером при подготовке публикации.
Метод тестовых моделей имеет следующие недостатки.
 1. В силу своей полной информационной определенности, ни тестовая модель или система тестовых моделей не гарантируют всестороннюю проверку предлагаемого метода идентификации.
 2. Конечный набор тестовых моделей не может в полной мере описать область применимости алгоритма идентификации в практических объектно-ориентированных задачах.
 3. Результаты, полученные на тестовых моделях, говорят лишь об ограниченной применимости алгоритма идентификации и мало убедительны для потенциального потребителя разработанного алгоритма.

Второй этап. Тестирование алгоритма идентификации на свободно распространяемых объектно-ориентированных имитационных моделях. Объектно-ориентированное имитационное моделирование - метод исследования, при котором реально существующая изучаемая система заменяется моделью, описывающей эту систему или близкую к этой системе. Математическое моделирование является частным случаем имитационного моделирования. Объектно-ориентированные имитационные модели воспроизводят виртуальную реальность и, как правило, включают входные сигналы, формируемые человеком-оператором и/или системой автоматического управления.

Объектно-ориентированное имитационное моделирование имеет следующие достоинства.

1. Имитационная модель состоит из двух частей: электронной модели объекта и интерфейса устройств, которые делают возможным работу человека-оператора с этой моделью. Электронная модель может быть очень сложной и включать различные линейные и нелинейные элементы, что делает ее хорошим аналогом реального объекта (объектно-ориентированная направленность имитационной модели). Эту электронную модель, как часть имитационной модели, можно распространять между другими исследователями или группами исследователей. Электронная модель при этом сохраняет все свои свойства независимо от аппаратных характеристик вычислительных систем, если эти характеристики удовлетворяют минимальным требованиям реализации электронной модели.
2. Электронная часть объектно-ориентированной имитационной модели в полном объеме может быть неизвестна разработчикам алгоритмов идентификации. Это существенно отличает имитационное моделирование от тестирования с помощью известных математических моделей. Поэтому на имитационной модели можно проверить работоспособность алгоритмов обработки результатов эксперимента в условиях виртуальной реальности. Однако настроить теоретико-функциональные параметры алгоритмов идентификации нельзя.
3. Управление, которое вносит человек-оператор или система автоматического управления в электронную модель (внешний сигнал), содержит неизбежные

вариации и, следовательно, реакция объектно-ориентированной имитационной модели также будет содержать вариации. Эти вариации обусловлены как самим человеком-оператором, так и конкретными устройствами, которые находятся в его распоряжении. Поэтому при постановке эксперимента на имитационной модели возникает неопределенность, связанная с условиями постановки и проведения эксперимента. Эта неопределенность приводит к разбросу результатов эксперимента даже у одного исследователя, а тем более у разных исследователей или групп исследователей. Возникает необходимость в множественных экспериментах (то что отсутствует при использовании тестовых математических моделях). В целом, совокупность этих факторов повышает реализм имитационного эксперимента.

4. Наличие различных алгоритмов идентификации, различного программного обеспечения и вычислительных систем с различными характеристиками добавляет разброс результатов обработки, т.е. также вносит неопределенность в конечные результаты. Однако результаты, полученные осреднением по множеству экспериментов, выполненных в одинаковых условиях (с позиций электронной модели) должны незначительно отличаться друг от друга у различных исследователей или групп исследователей, т.е. выполняется принцип воспроизводимости результатов в виртуальной реальности.
5. Результаты имитационного моделирования, с указанием условий эксперимента и характеристик оборудования, полученные отдельными исследователями или группами исследователей, вполне могут рассматриваться как материал достойный публикации. Такие результаты, оформленные в виде презентации, с интересом воспринимаются потенциальными пользователями предлагаемых алгоритмов обработки.
6. Наблюдается и обратная связь алгоритма обработки и имитационной модели. Если имеется не одна, а несколько имитационных моделей и некоторый алгоритм идентификации, то сравнивая результаты обработки экспериментов, выполненных по одной и той же программе, можно установить объектно-ориентированные особенности каждой из имитационных моделей.

Примерами объектно-ориентированных имитационных моделей при изучении проблем динамики полета самолетов могут служить авиационные симуляторы Flight Simulator Delux 10 фирмы Microsoft и X-Plane 10 фирмы Laminar Research. Последний позиционируется разработчиками, как инженерный инструментальный для изучения и прогноза летно-технических характеристик новых самолетов.

Третий этап. На третьем этапе тестирования алгоритмов идентификации и решение о целесообразности их применимости выносится на основе результатов, полученных на пилотажных стендах и пилотажных тренажерах. Эти исследования можно в полной мере отнести к полунатурному имитационному эксперименту. Здесь совместно применяются электронная модель, модель визуализации и натурные элементы конкретного объекта (самолета, вертолета и т.д.). На этом этапе возрастает неопределенность факторов, влияющих на конечный результат и отсутствует возможность воспроизведения результатов отдельными исследователями или группами исследователей, т.к. отсутствует возможность работы исследователей на пилотажных стендах и тренажерах с идентичными характеристиками или вообще отсутствуют такие пилотажные стенды или тренажеры. Третий этап является этапом, на котором принимается решение потенциальным пользователем о дальнейшем применении конкретного алгоритма обработки в последующем технологическом процессе создания новых образцов авиационной техники.

Четвертый этап. Этот этап является этапом натуральных испытаний. Здесь применяются выбранные на предыдущих этапах алгоритмы к решению практических проблем.

Летные эксперименты в горизонтальном полете в крейсерской конфигурации с различными центровками

Рассматривается продольное движение самолета Cessna 172SP. На этапе летных экспериментов в горизонтальном полете определяют аэродинамические характеристики по углу атаки от малых значений и до значений начала сваливания; устанавливается эксплуатационный диапазон углов атаки. Эксперименты выполняются на постоянной высоте в крейсерской конфигурации с различным положением центра масс (различными центровками). В качестве имитационной модели применялся симулятор X-Plane 10 фирмы Laminar Research.

Структура аэродинамических коэффициентов сил и момента в продольном движении принималась в виде [3]

$$\begin{aligned}c_{y\alpha}(\alpha, \delta_e) &= \Delta c_{y\alpha}(\alpha) + \Delta c_{y\delta}(\alpha, \delta_e); \\c_{x\alpha}(\alpha) &= \Delta c_{x0}(\alpha) + B(\alpha)(c_{y\alpha}(\alpha, \delta_e) - c_{ym})^2; \\m_z(\alpha, \delta_e) &= \Delta m_{z\alpha}(\Delta c_{y\alpha}) + m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + \Delta m_{z\delta}(\alpha, \delta_e).\end{aligned}$$

Цель летного эксперимента заключается в исследовании влияния центровки на аэродинамические коэффициенты и их составляющие. Изучалось влияние следующих центровок:

- предельно передней центровки;
- номинальной центровки;
- предельно задней центровки.

Для каждой центровки летный эксперимент выполняется на постоянной высоте и в крейсерской конфигурации по следующей программе:

1. Самолет находится в установившемся горизонтальном полете на высоте ~ 1000 м (~ 3281 фт).
2. Положение РУД - «максимальный газ» ($\delta_{\text{РУД}} = 100\%$).
3. Резко перевести РУД в положение «малый газ».
4. С помощью рулей высоты (рычаг управления самолетом (РУС) «на себя») удерживать самолет в горизонтальном полете до начала сваливания (звуковой и световой сигналы на приборной панели).
5. РУС отдать «от себя», РУД перевести в положение «максимальный газ» ($\delta_{\text{РУД}} = 100\%$).
6. Вывести самолет в горизонтальный полет.
7. Закончить эксперимент.

Выдерживание самолета в горизонтальном полете контролируется по указателю вертикальной скорости. Стрелка прибора должна находиться в нуле.

Эксперимент по этой программе повторяется для каждой центровки 5 раз, чтобы в дальнейшем, на этапе обработки, была возможность компенсации случайных погрешностей эксперимента.

Переменные регистрировались с шагом 0.1 сек. Перечень регистрируемых переменных отмечен «галочкой» на рис. 1.

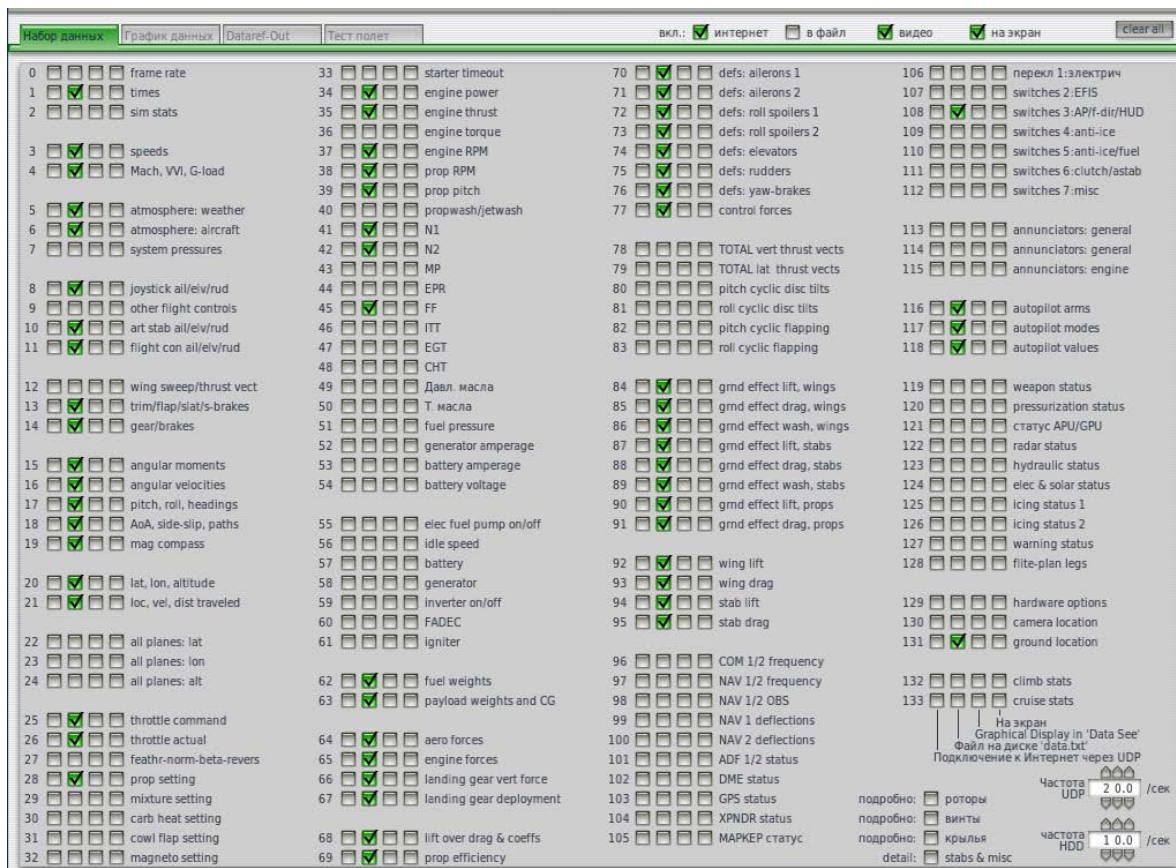


Рис.1. Перечень регистрируемых переменных

На рис. 2 показан пример переменных для одного из режимов полета.

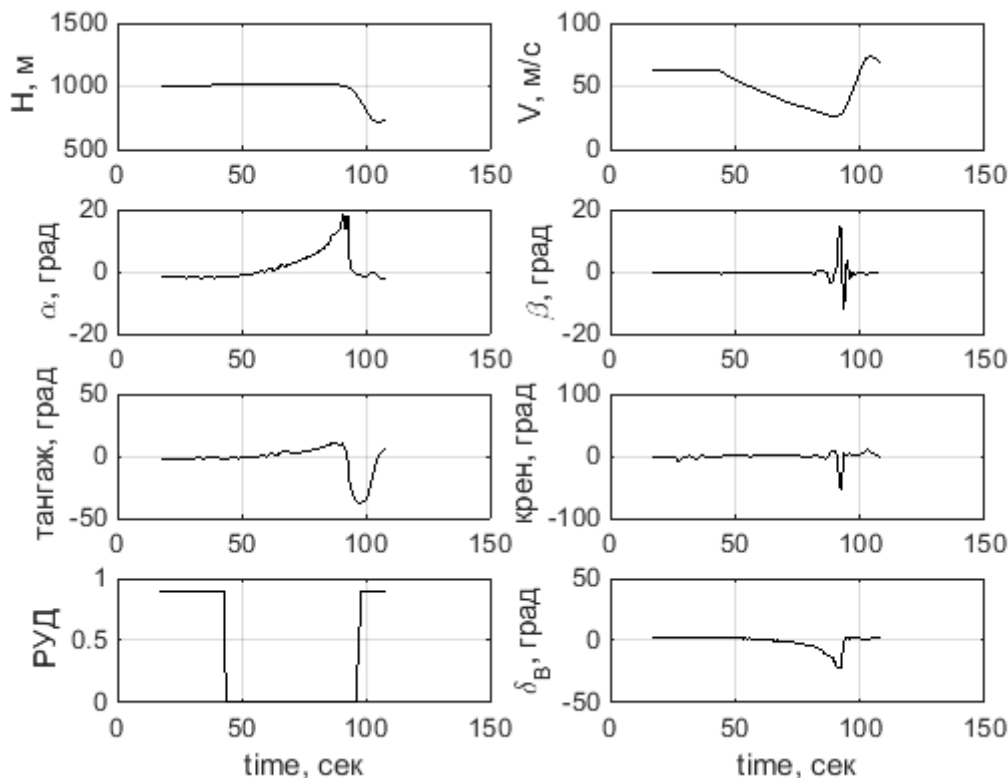


Рис.2. Переходные процессы, полученные в имитационном эксперименте

На рис.3-5 показано влияние центровки на аэродинамический коэффициент подъемной силы

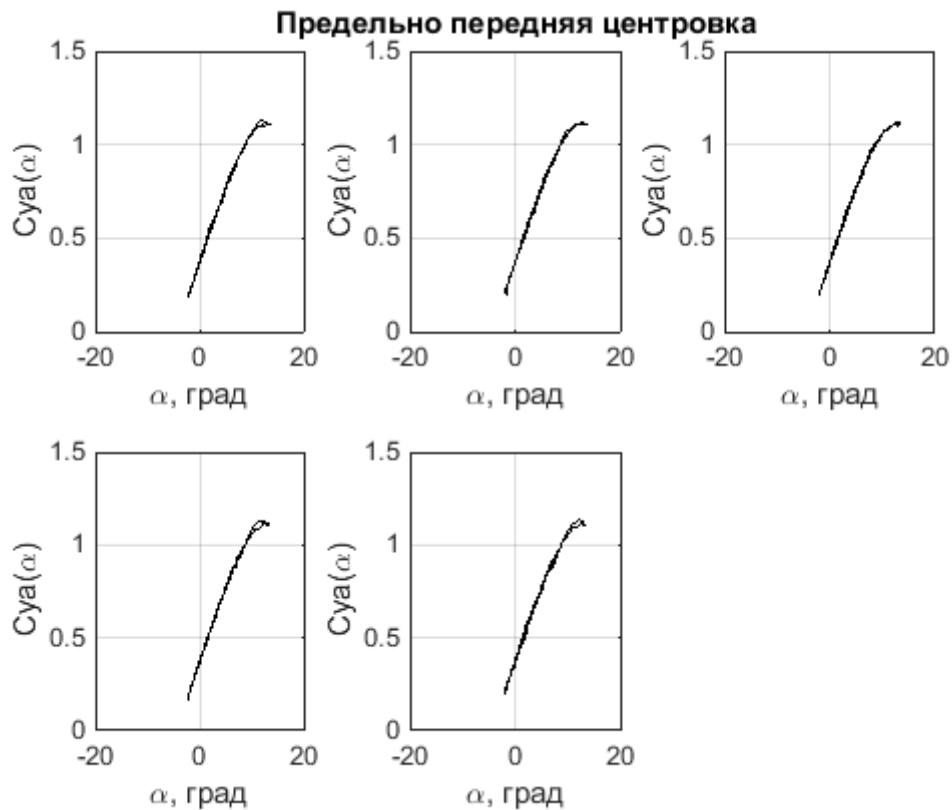


Рис. 3. Аэродинамический коэффициент подъемной силы на предельно передней центровке

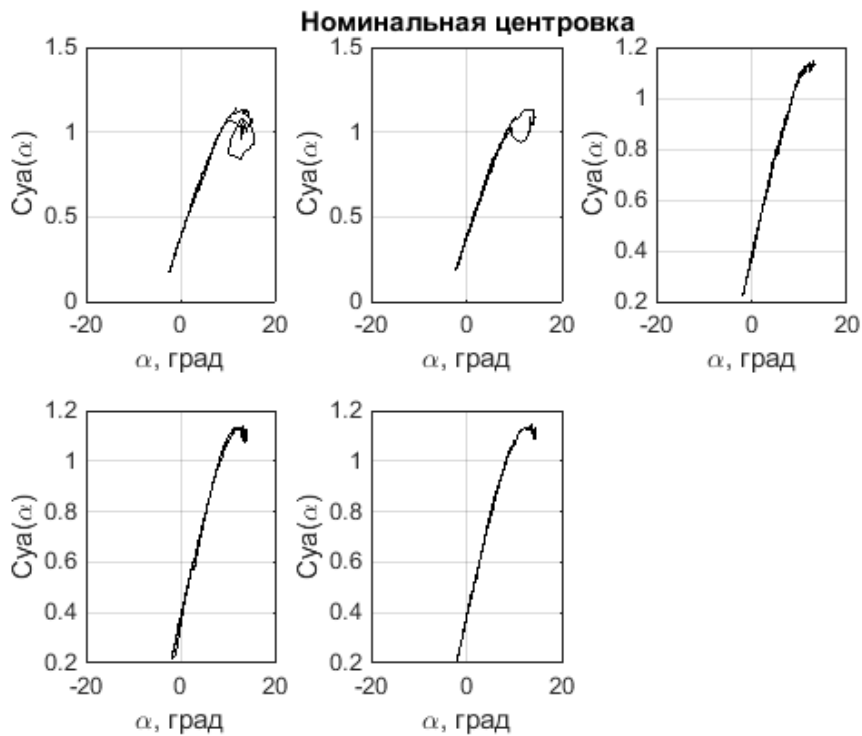


Рис. 4. Аэродинамический коэффициент подъемной силы на номинальной центровке

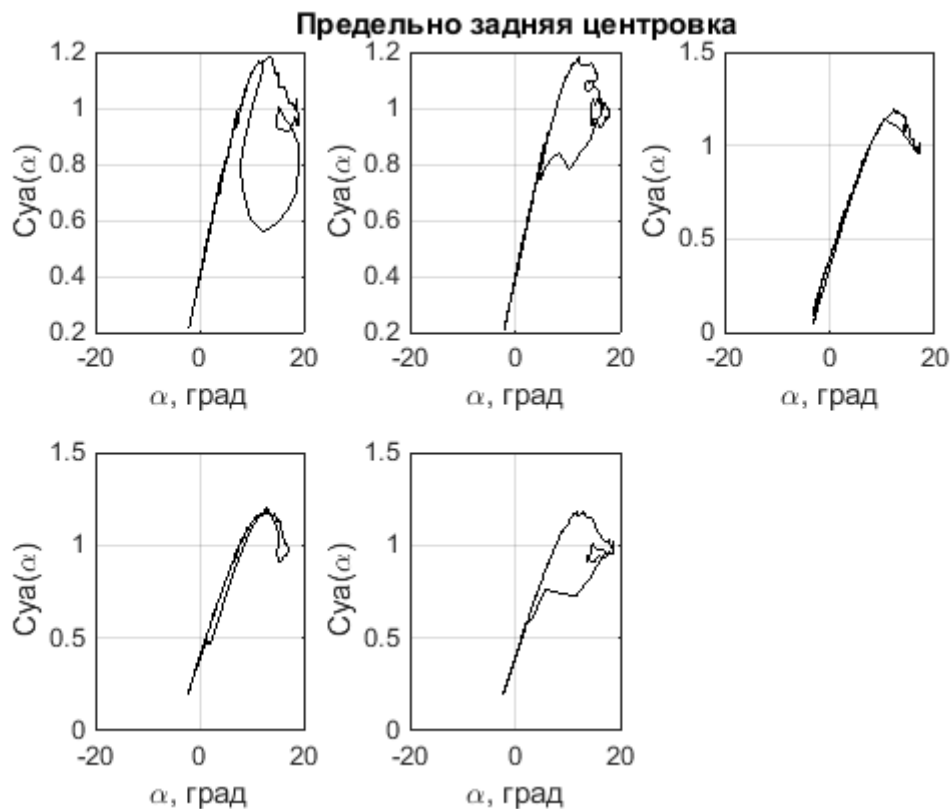


Рис. 5. Аэродинамический коэффициент подъемной силы на предельно задней центровке

Анализ графиков показывает значительное влияние центровки на характер изменения аэродинамических коэффициентов подъемной силы на больших углах атаки. Возможность появления аэродинамического гистерезиса на номинальной и предельно задней центровках указывает на нестационарные процессы обтекания самолета набегающим потоком. Большие углы атаки, на которых возникает аэродинамический гистерезис, не входят в эксплуатационные режимы полета. Поэтому обработка результатов летного эксперимента, полученных в виртуальных летных испытаниях, выполняется в диапазоне углов атаки, соответствующих значениям аэродинамического коэффициента подъемной силы не более максимального, достигнутого в полете.

Адаптивная идентификация аэродинамических коэффициентов сил и момента в продольном движении

Обработка результатов летного эксперимента выполняется на основе уравнений движения самолета. Составляющие вектора тяги воздушного винта принимались известными и полученными в результате регистрации переменных в полете (см. рис.1). Адаптивные оценки аэродинамических коэффициентов $\hat{c}_{ya}(\alpha, \delta_e)$, $\hat{c}_{xa}(\alpha, \delta_e)$, $\hat{m}_z(\alpha, \delta_e)$ и их составляющих вычисляются по следующим формулам [2] и в том порядке в каком они записаны:

$$\begin{aligned}
 N_y^2 &= \Delta c_{ya0}^2 + \Delta c_{y\delta 0}^2 + 1; \\
 \Delta \hat{c}_{y\alpha} &= \Delta c_{y\alpha 0} + (c_{ya} - c_{ya0}) (\Delta c_{y\alpha 0}^2 + 1) / N_y^2; \\
 \Delta \hat{c}_{y\delta} &= \Delta c_{y\delta 0} + (c_{ya} - c_{ya0}) \Delta c_{y\delta 0}^2 / N_y^2; \\
 \hat{c}_{ya}(\alpha, \delta_e) &= \Delta \hat{c}_{y\alpha}(\alpha) + \Delta \hat{c}_{y\delta}(\alpha, \delta_e);
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} N_x^2 &= \Delta c_{x00}^2 + B_0^2 (\hat{c}_{ya}(\alpha, \delta_e) - c_{ym})^4; \\ \Delta \hat{c}_{x0} &= \Delta c_{x00} + (c_{xa} - c_{xa0}) \Delta c_{x00}^2 / N_x^2; \\ \hat{B} &= B_0 + (c_{xa} - c_{xa0}) B_0^2 (\hat{c}_{ya}(\alpha, \delta_e) - c_{ym})^2 / N_x^2; \\ \hat{c}_{xa}(\alpha) &= \Delta \hat{c}_{x0}(\alpha) + \hat{B} (\hat{c}_{ya}^2(\alpha, \delta_e) - c_{ym}); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} N_m^2 &= \Delta m_{z\alpha 0}^2 + (m_{z0}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z)^2 + (\bar{\omega}_z)^2 + \Delta m_{z\delta 0}^2 + 1; \\ \Delta \hat{m}_{z\alpha} &= \Delta m_{z\alpha 0} + (m_z - m_{z0}) (\Delta m_{z\alpha 0}^2 + 1) / N_m^2; \\ \hat{m}_z^{\bar{\omega}_z} &= m_{z0}^{\bar{\omega}_z} + (m_z - m_{z0}) (m_{z0}^{\bar{\omega}_z})^2 \bar{\omega}_z / N_m^2; \\ \Delta \hat{m}_{z\delta 0} &= \Delta m_{z\delta 0} + (m_z - m_{z0}) \Delta m_{z\delta 0}^2 / N_m^2; \\ \hat{m}_z(\alpha, \delta_e) &= \Delta \hat{m}_{z\alpha}(\alpha) + \hat{m}_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + \Delta \hat{m}_{z\delta}(\alpha, \delta_e). \end{aligned}$$

Оценки всех аэродинамических параметров разделены на три группы. Внутри каждой из групп оценки вычисляются независимо друг от друга. При оценке составляющих коэффициента аэродинамического сопротивления $\hat{c}_{xa}(\alpha)$ оценка аэродинамического коэффициента подъемной силы $\hat{c}_{ya}(\alpha, \delta_e)$ выступает как внешняя (априорная) информация. Такой подход к идентификации аэродинамических параметров позволяет на этапе анализа результатов проверить степень согласованности вычисленных оценок между различными группами составляющих аэродинамических коэффициентов как по значениям, так и по физическому смыслу.

После обработки всех режимов полета итоговые оценки $\hat{m}_z^{\bar{\omega}_z}$ получают осреднением промежуточных результатов, а остальные составляющие сглаживанием.

Начальные значения аэродинамических коэффициентов и их составляющих задавались в виде

$$\begin{aligned} c_{ya0}(\alpha, \delta_e) &= \Delta c_{y\alpha 0}(\alpha) + c_{y0}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + \Delta c_{y\delta 0}(\alpha, \delta_e); \\ c_{xa0}(\alpha) &= \Delta c_{x00}(\alpha) + B_0 (\hat{c}_{ya}(\alpha, \delta_e) - c_{ym})^2; \\ m_{z0}(\alpha, \delta_e) &= \Delta m_{z\alpha 0}(\alpha) + m_{z0}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + m_{z0}^{\bar{\alpha}} \bar{\alpha} + \Delta m_{z\delta 0}(\alpha, \delta_e), \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} \Delta c_{y\alpha 0}(\alpha) &= c_{ym} + 5\alpha; \text{ здесь } \alpha \text{ в радианах;} \\ c_{y0}^{\bar{\omega}_z} &= 3.9; c_{y0}^{\bar{\alpha}} = 1.7; \Delta c_{y\delta 0}(\alpha, \delta_e) = 0.25\delta_e; \Delta c_{x00}(\alpha) = 0.1; \\ B_0 &= 0.05; m_{z0}^{\bar{\omega}_z} = 0; \end{aligned}$$

$$\Delta m_{z\alpha 0}(\alpha) = -0.01\Delta \hat{c}_{y\alpha}(\alpha); \Delta m_{z\delta 0}(\alpha, \delta_e) = -\Delta \hat{c}_{y\delta}(\delta_e) \frac{S_{Г0} L_{Г0}}{S b_a};$$

Результаты обработки полетов для каждой центровки показаны на рис. 6 – 8. На этих рисунках приняты следующие обозначения: пунктирная линия – предельно передняя центровка; сплошная линия – номинальная центровка; штрих пунктирная линия – предельно задняя центровка. Кроме аэродинамических коэффициентов на рис.6 приведены поляра, а на рис.7 график аэродинамического качества.

Динамика всех оценок аэродинамических коэффициентов согласована между собой и правильно отражает влияние центровки самолета на его аэродинамические характеристики. Это видно по оценкам отвала балансировочной поляры $B(\alpha)$ и аэродинамического качества L/D .

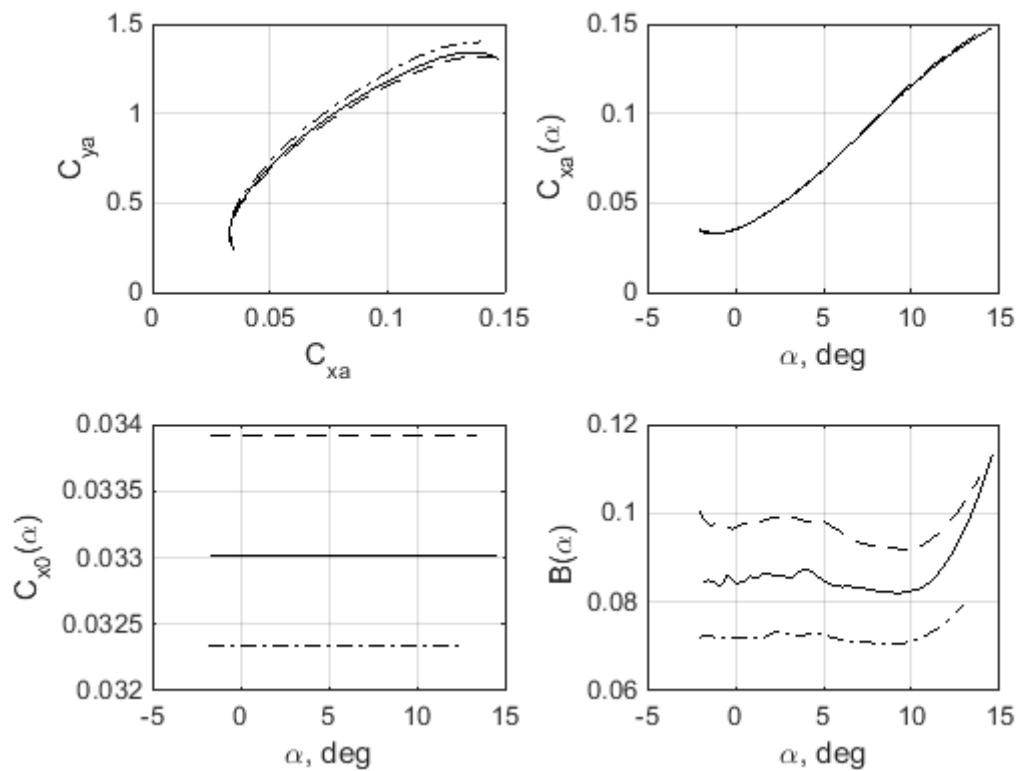


Рис.6. Оценка составляющих аэродинамического коэффициента сопротивления $C_{xa}(\alpha)$ и балансировочной поляры.

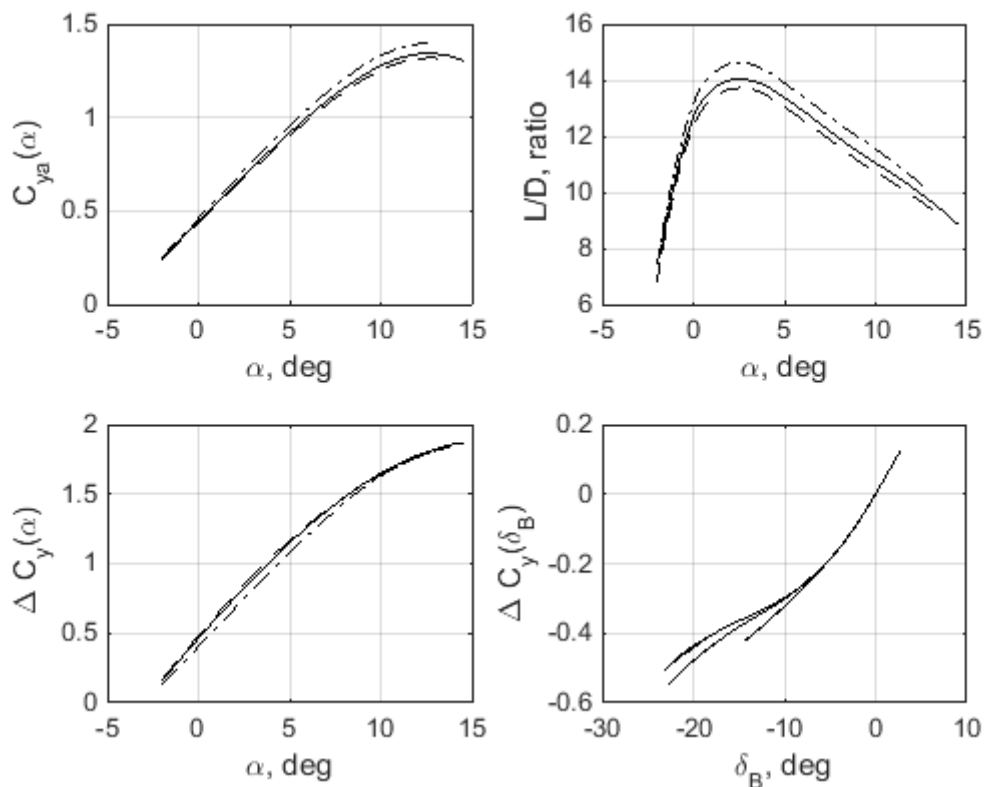


Рис.7. Оценка составляющих аэродинамического коэффициента подъемной силы $C_{ya}(\alpha, \delta_B)$ и аэродинамического качества.

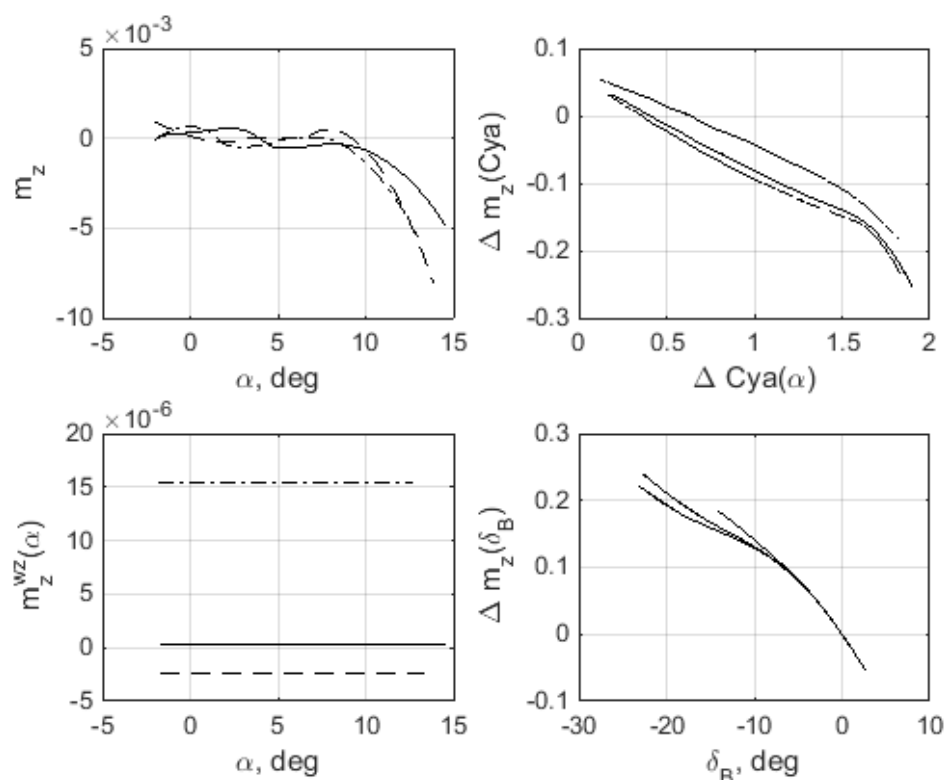


Рис. 8. Оценка составляющих аэродинамического коэффициента тангажа $m_z(\alpha, \delta_B)$.

Оценка параметра $\hat{c}_{ym} = 0.33$ была найдена по балансировочной поляре.

Выводы

Рассмотрена возможность тестирования алгоритма идентификации аэродинамических коэффициентов на объектно-ориентированной имитационной модели. В качестве имитационной модели применялся авиационный симулятор X-Plane 10 фирмы Lamina Research. Показано, что результаты моделирования полета легкого самолета и последующей обработки не противоречат друг другу. Имитационное моделирование обнаружило возможность появления аэродинамического гистерезиса на номинальной и предельно задней центровках, что указывает на нестационарные процессы обтекания самолета набегающим потоком на больших углах атаки. Авиационный симулятор X-Plane 10 вполне может служить объектно-ориентированной имитационной моделью для предварительного тестирования новых алгоритмов обработки в области аэродинамики (в том числе и нестационарной) и динамики полета самолетов.

Литература

1. Patrick C. Murphy, Vladislav Klein, Neal T. Frink, Dan D. Vicroy, System Identification Applied to Dynamic CFD Simulation and Wind Tunnel Data, American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 08 - 11 August 2011, Portland, Oregon.
2. Овчаренко В.Н. Адаптивное оценивание переменных весов линейного сумматора // Автоматика и телемеханика. 2013. № 4. С. 152 – 166.
3. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета. / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М., Машиностроение, 2011. 776 с.