

УДК 629.7.058

ВАЛИДАЦИЯ МОДЕЛИ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ТЯЖЕЛОГО САМОЛЕТА МЕТОДОМ ИДЕНТИФИКАЦИИ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ

*Олег Николаевич КОРСУН, д. т. н., профессор,
Владимир Евгеньевич КУЛИКОВ, д. т. н., профессор,
Алексей Алексеевич КУЗИН
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru*

Рассмотрен методический метод валидации продольного движения модели тяжелого самолета методом идентификации. В целях проверки адекватности построения модели объекта и ее корректировки проводилась оценка согласованности изменений динамических параметров модели тяжелого самолета и сравнение полученных оценок согласованности с рассчитываемыми в модели параметрами движения. По результатам идентификации получаемые коэффициенты аэродинамических сил и моментов позволяют провести проверку соответствия модели реальному объекту и параметрам банка аэродинамических характеристик.

***Ключевые слова:** идентификация, модель самолета, моделирование, летный эксперимент, согласованность параметров, валидация модели, банк аэродинамических характеристик.*

HEAVY AIRCRAFT MODEL PITCH MOTION VALIDATION BY THE METHOD OF AERODYNAMIC FORCES AND MOMENTS COEFFICIENTS IDENTIFICATION

*Oleg N. KORSUN, D. Sc. in Engineering, professor,
Vladimir E. KULIKOV, D. Sc. in Engineering, professor,
Alexey A. KUZIN
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru*

The article considers the method of a heavy aircraft model pitch motion validation by the method of identification. In order to verify the adequacy of the object model construction and correction, consistency of changes in dynamic parameters of the heavy aircraft model was assessed, and obtained consistency assessments were compared with the motion parameters calculated in the model. Aerodynamic forces and moments coefficients obtained from identification results allow to check the consistency of the model with the real object and parameters from the aerodynamic database.

***Keywords:** identification, aircraft model, model construction, flight experiment, parameters consistency, model validation, aerodynamic database.*

Введение

В процессе разработки систем автоматического управления (САУ) применяется моделирование пространственного движения самолета с использованием математической модели движения объекта с заранее заданными динамическими характеристиками. Для решения задач моделирования в процессе разработки формируется математическая модель объекта, которая должна быть адекватна, удовлетворять требованиям точности и быть максимально приближена к реальному объекту по своим выходным параметрам. В настоящей статье рассматривается практическое применение методов идентификации для анализа коэффициентов аэродинамических сил и моментов модели тяжелого самолета с целью ее валидации и проверки адекватности программной реализации, а также сравнение с результатами идентификации реального самолета по полетным данным с целью оценки соответствия банка аэродинамических характеристик реальному объекту управления.

Для выполнения работы использовались методы идентификации коэффициентов аэродинамических сил и моментов в продольном движении самолета по полетным данным. Целью являлось получение качественных оценок сходимости динамических параметров выходного вектора модели самолета и результатов идентификации данных, полученных в результате обработки выходного массива данных модели.

Результат оценки сходимости и определенные методами идентификации оценки коэффициентов аэродинамических сил и моментов продольного движения модели самолета позволяют достоверно определить качество построенной модели самолета и соответствие параметров динамики движения установленному в модель банку аэродинамических характеристик объекта, принимаемых в качестве эталонных зависимостей.

В полунатурном моделировании задание начальных условий и имитация действий летчика при автоматическом управлении самолетом выполнялась в соответствии с выбранными участками полетов из набора данных регистрации данных летных экспериментов реального объекта управления. По данным выбранных участков полетов, как и по выходным параметрам математической модели самолета, проводится оценка коэффициентов аэродинамических сил и моментов с использованием метода идентификации. Специальные летные эксперименты в целях получения данных для идентификации, предусматривающие специальные тестовые маневры, не проводились, то есть идентификация выполнялась по данным штатного функционирования объекта.

В процессе идентификации использовались общие методы динамики полета [1-3] и летных экспериментов самолетов [4],

методы идентификации аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов [5,6], методы проверки согласованности полетных данных [7].

В качестве исходных данных для идентификации принимался выходной вектор параметров стендовой модели самолета, состоящий из: угловых параметров движения; проекций ускорений и перегрузок; углов положения рулевых поверхностей; скоростных параметров; проекций истинной скорости, высоты и углов ориентации в земной системе координат и другие параметры. Для получения выходного вектора использовалась модель полунатурного стенда исследуемого самолета с целью определения оценок сходимости и коэффициентов движения. Для идентификации выбранных участков летных экспериментов из записей системы регистрации брался идентичный набор данных, в частности, параметры инерциальных датчиков, параметры высоты и скорости полета, параметры тяги, проекции скорости и параметры спутниковой навигационной системы.

Начальные условия в процессе полунатурного моделирования соответствовали параметрам полетов реального объекта на выбранных участках записей данных летных экспериментов, проводилась имитация действий летчика. Основным требованием являлось соблюдение последовательности выполнения автоматических режимов управления, а также соответствие изменения заданных с пульта управления параметров движения.

Применяемые модели и метод идентификации

Для решения задач проверки согласованности и идентификации коэффициентов продольного движения была принята нелинейная модель пространственного движения самолета как твердого тела при условии совпадения главных осей инерции с осями связанной системы координат, в которой были выделены необходимые уравнения продольного движения, а уравнения бокового движения исключены:

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \hat{\omega}_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[\left(\frac{\hat{a}_x}{V} - \hat{\omega}_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \left(\frac{\hat{a}_y}{V} + \hat{\omega}_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right], \\ \frac{d\beta}{dt} &= \frac{\hat{a}_z}{V} \cos\beta - \left(\frac{\hat{a}_x}{V} \sin\beta - \hat{\omega}_y \right) \cos\alpha + \left(\frac{\hat{a}_y}{V} \sin\beta + \hat{\omega}_x \right) \sin\alpha, \\ \frac{dV}{dt} &= \hat{a}_x \cos\alpha \cos\beta - \hat{a}_y \sin\alpha \cos\beta + \hat{a}_z \sin\beta, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\nu}{dt} &= \hat{\omega}_y \sin \gamma + \hat{\omega}_z \cos \gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \hat{\omega}_x - \operatorname{tg} \nu (\hat{\omega}_y \cos \gamma - \hat{\omega}_z \sin \gamma). \end{aligned} \quad (1)$$

Полученная модель используется для проверки согласованности данных измеренных угловых скоростей $\hat{\omega}_x, \hat{\omega}_y, \hat{\omega}_z$ и перегрузок $\hat{a}_x, \hat{a}_y, \hat{a}_z$. Особенность полученных уравнений заключается в том, что они не зависят от аэродинамических коэффициентов самолета, поскольку входящие в правые части ускорения можно вычислить через измеряемые в полете значения перегрузок.

Линейная модель аэродинамических коэффициентов продольного движения представлена следующей системой уравнений, где C_{y_e} — коэффициент составляющей аэродинамической силы в полусвязанной системе координат:

$$\begin{aligned} C_{y_e} &= C_{y_0} + C_{y_e}^\alpha \alpha + C_{y_e}^{\delta_B} \delta_B, \\ m_z &= m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \frac{b_A}{V} \omega_z + m_z^{\bar{\alpha}} \cdot \frac{b_A}{V} \frac{d\alpha}{dt}. \end{aligned} \quad (2)$$

Значения нелинейных параметров модели аэродинамических коэффициентов, учет влияния состояния объекта, таких как механизация крыла, стабилизатор и центровка принимались согласно описанию банка аэродинамических характеристик самолета и банку данных модели.

Непосредственное численное интегрирование системы дифференциальных уравнений (1) имеет большую ошибку вычислений, поскольку постоянные составляющие погрешностей измерений входных сигналов $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ и n_x, n_y, n_z создают на выходе интегралов погрешности типа линейного тренда, что не позволяет сравнивать выходные сигналы модели и объекта. Для устранения этого эффекта вводится вектор неизвестных параметров a , состоящий из постоянных составляющих погрешностей измерений сигналов $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ и n_x, n_y, n_z :

$$a^T = \left[C_{\omega_x} C_{\omega_y} C_{\omega_z} C_{n_x} C_{n_y} C_{n_z} \right]. \quad (3)$$

Оценки параметров идентификации находятся методом параметрической идентификации, являющимся разновидностью метода Ньютона.

Модели объекта и наблюдений можно представить в следующей общей векторной форме:

$$y(t_i) = f(y(t_i), a, u(t_i)), \quad (4)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \xi(t_i), \quad (4)$$

где $y(t), u(t)$ — векторы выходных и входных сигналов размерности n и m соответственно; $z(t_i)$ — вектор наблюдений размерности r ; a — вектор неизвестных параметров, подлежащий идентификации; $\xi(t_i)$ — шум наблюдений, представляющий собой векторную дискретную нормальную случайную последовательность типа белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсионной матрицей $R(t_i)$.

Предполагается, что $u(t)$ — известная функция времени. Начальные условия $y(t_0)$ или предполагаются известными, или включаются в вектор оцениваемых параметров.

При указанных допущениях о свойствах шумов для нахождения несмещенных и эффективных оценок вектора идентифицируемых параметров необходимо минимизировать следующий функционал:

$$J(a) = \sum_{i=1}^N \left(\left(z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)) \right)^T R^{-1}(t_i) \left(z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)) \right) \right). \quad (5)$$

Тем самым, уравнение (5) представляет собой функционал метода наименьших квадратов с матрицей весовых коэффициентов $R(t_i)^{-1}$.

Для минимизации используется одна из модификаций классического метода Ньютона:

$$a_{k+1} = a_k - \left(\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \right)^{-1} \frac{dJ(a_k)}{da_k}, \quad (6)$$

где:

$$\frac{dJ(a_k)}{da_k} = -2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} R^{-1}(t_i) (z(t_i) - z(t_i, a_k)), \quad (7)$$

$$\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \approx 2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} R^{-1}(t_i) \frac{dz(t_i, a_k)}{da_k}. \quad (8)$$

Производные оценок прогноза определяются численно для моментов времени $t_i, i = 1, N$ по формулам:

$$\frac{dz(t_i, a)}{da} = \left[\frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_1} \quad \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_2} \quad \dots \quad \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_p} \right]_{(r \times p)}, \quad (9)$$

$$\frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_j} = \frac{z(t_i, a + \varepsilon e_j) - z(t_i, a)}{\varepsilon},$$

где e_j — вектор размерности p , все элементы которого равны нулю за исключением j -го элемента, который равен 1; ε — малое число, обычно задаваемое на уровне $0,001$ — $0,1\%$ от номинального значения параметров. Оценки $z(t_i, a)$, $i = 1, N$ определяются численным решением уравнений объекта и наблюдений при $\eta(t_i) = 0$.

Проверка согласованности параметров модели и летных экспериментов

До проведения идентификации выполнялась проверка согласованности выходного вектора стендовой модели самолета и данных летных экспериментов по уравнениям модели (1) на одинаковых режимах полета. Для расчета использовались угловые параметры и проекции скорости модели, рассчитанные в земной системе координат.

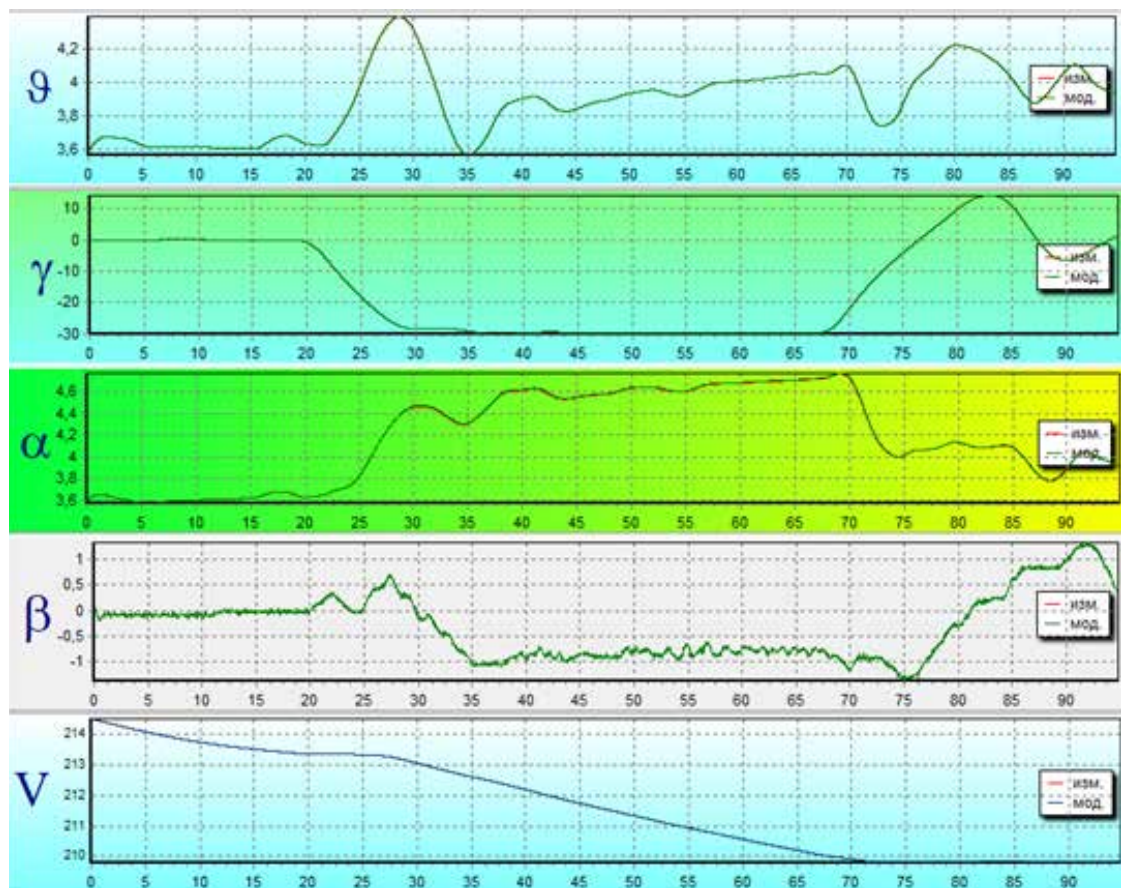


Рис. 1. Проверка согласованности углов тангажа, крена, атаки, скольжения и воздушной скорости модели самолета

Рассмотрим один из выбранных участков моделирования полета. На рисунке 1 (стр. 33) представлен результат проверки согласованности параметров движения модели самолета. Разность между полученными данными моделирования и рассчитанными результатами по уравнениям (1) предельно мала. Для углов тангажа, крена, скольжения и воздушной скорости получено полное соответствие расчетов реальному переходному процессу с наличием незначительного запаздывания по времени, наглядно представленного на рисунке 2 и обусловленного методом расчета и заданной частотой изменения исходных данных модели самолета.

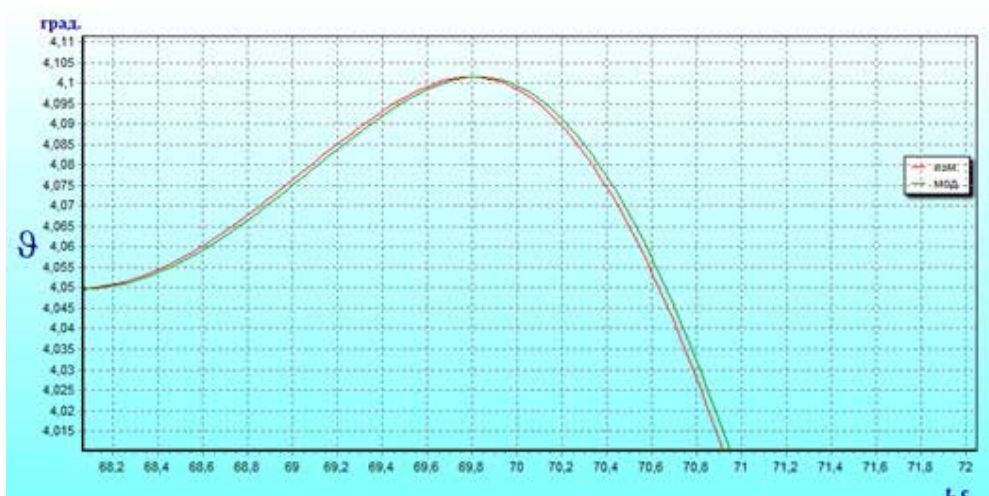


Рис. 2. Изменение угла тангажа модели самолета и вычисленного в результате проверки согласованности

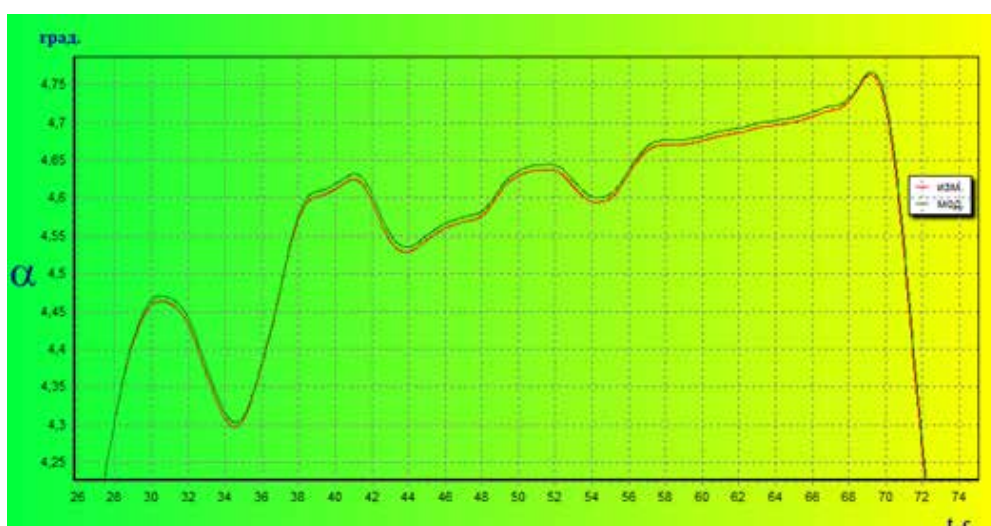


Рис. 3. Изменение угла атаки модели самолета и вычисленного в результате проверки согласованности

Измеренный угол атаки, представленный на рисунке 3, также имеет идентичное по времени запаздывание, но большую ошибку вычисления. Однако полученное значение разности изменения угла атаки на всем участке не превышает 0,08 градуса или 0,15%, что соответствует высокой степени соответствия результатов вычисления параметров стендовой модели самолета по коэффициентам банка аэродинамических характеристик.

Указанный способ сравнивает процессы изменения углов атаки, скольжения, тангажа и крена, истинной скорости полета стендовой модели самолета и результаты вычисления системы уравнений (1) при подстановке параметров угловых скоростей и перегрузок в правые части этих уравнений. Предложенная тестовая процедура проверки согласованности данных, полученных по результатам моделирования на полунатурном стенде, показывают высокую степень соответствия, что можно считать процедурой валидации.

Была проведена оценка согласованности динамических параметров выбранных участков данных летных экспериментов.

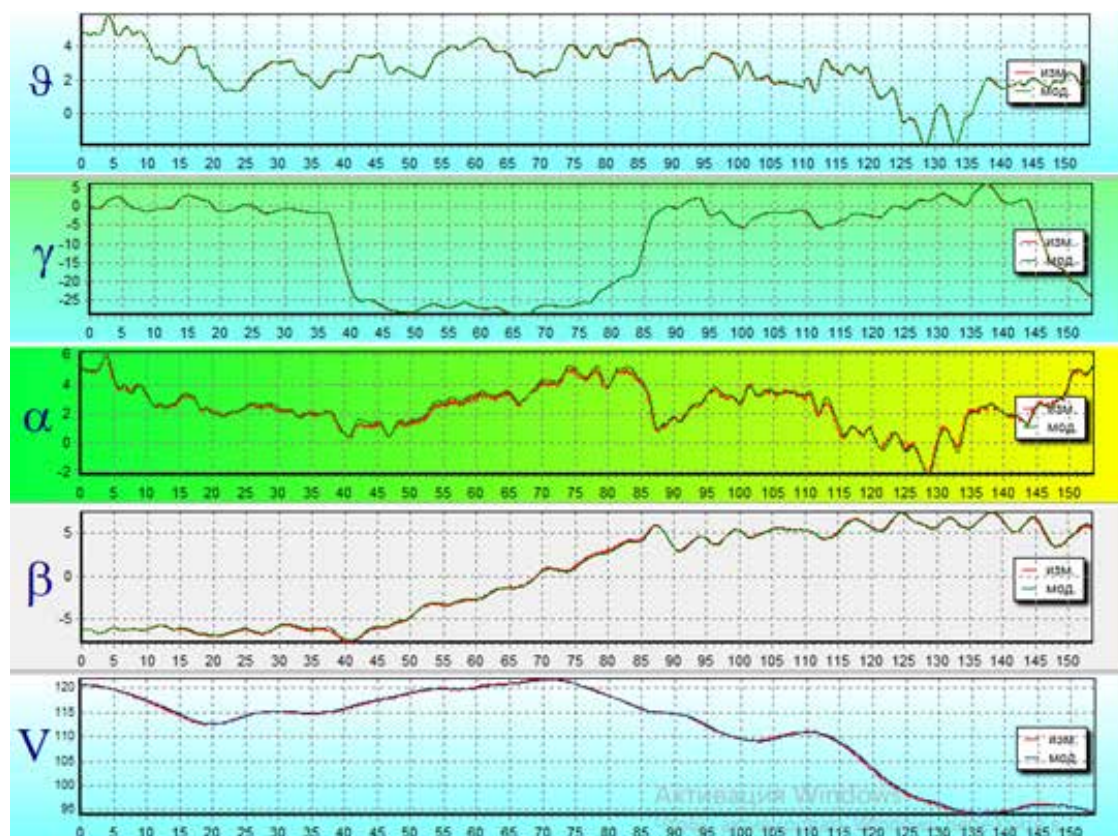


Рис. 4. Проверка согласованности углов тангажа, крена, атаки, скольжения и воздушной скорости участка данных летных экспериментов

На рисунке 4 (стр. 35) видно, что расхождения по углу атаки не превышают в отдельных точках 0,2–0,3 градуса, а в других точках участка значительно ниже. При выполнении расчетов идентифицируется вектор, включающий постоянные погрешности измерений угловых скоростей и перегрузок. Значения оценок очень малы, порядка 10^{-2} – 10^{-3} единиц перегрузки для перегрузок и градусов в секунду для угловых скоростей, что подтверждает хорошую точность инерциальных измерений на самолете.

Оценка результатов идентификации

При идентификации по алгоритму (5–9) определялись оценки основных аэродинамических коэффициентов модели продольного движения (2):

- производная подъемной силы по углу атаки C_y^α ;
- производная подъемной силы по рулю высоты C_y^{dv} ;
- производная подъемной силы по отклонению стабилизатора C_y^ϕ ;
- производная подъемной силы по угловой скорости тангажа $C_y^{\omega_z}$;
- смещение подъемной силы C_y^0 при нулевом угле атаки;
- производная момента тангажа по углу атаки M_z^α ;
- производная момента тангажа по рулю высоты M_z^{dv} ;
- производная момента тангажа по отклонению стабилизатора M_z^ϕ ;
- производные момента тангажа по угловой скорости тангажа $M_z^{\omega_z}$ и угла атаки M_z^{α} ;
- смещение момента тангажа M_z^0 при нулевом угле атаки.

В результате идентификации получен и представлен (таблица 1) набор аэродинамических коэффициентов, рассчитанных по выходному вектору стендовой модели самолета, проведено их сравнение с используемым аэродинамическим банком данных.

Таблица 1. Результаты идентификации аэродинамических коэффициентов

C_y^α	C_y^0	C_y^ϕ	C_y^{dv}	$C_y^{\omega_z}$	M_z^α	M_z^0	M_z^ϕ	M_z^{dv}	$M_z^{\omega_z}$	M_z^{α}
0,095	0,15	0,005	0,005	6,0	-0,03	0,07	-0,05	-0,02	-11,6	-3,2

Полученные значения аэродинамических коэффициентов математической модели при заданных условиях полета самолета практически совпадают с коэффициентами, полученным по данным используемого банка данных.

Данное соответствие подтверждает результаты работы математической модели самолета ожидаемому поведению объекта в продольном канале движения при заданных условиях эксплуатации.

При сравнении полученных коэффициентов с результатами идентификации параметров самолета в режиме полета, на основе которого проводилось полунатурное моделирование, было выявлено различие в величине коэффициента момента тангажа при нулевом угле атаки M_z^0 . При подтвержденной в процессе работы адекватности построения математической модели объекта априорным данным выполнено уточнение указанного коэффициента с внесением поправки в банк аэродинамических характеристик.

Заключение

Полученный результат подтверждает целесообразность использования рассмотренного метода валидации для последующей идентификации применительно к математической модели самолета. Проверка согласованности выходного вектора динамических параметров модели позволяет наглядно оценить ее адекватность и при несоответствии переходных процессов определить неточности реализации математического аппарата модели. Получаемые в результате идентификации динамические коэффициенты можно сравнить с используемым банком данных самолета и подтвердить соответствие результатов моделирования ожидаемому поведению реального объекта в процессе управления движением. Предложенные процедуры валидации и идентификации позволяют обеспечить адекватность моделирования управляемого движения самолета и, при необходимости, уточнить характеристики используемого банка аэродинамических данных.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект 20-08-00449.

Литература

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. / Под ред. Г. С. Бюгшенса. – М: Наука. Физматлит, 1998. – 816 с.
2. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения, обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981.
3. *Васильченко К. К., Леонов В. А., Пашковский И. М., Поплавский Б. К.* Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1996. – 745 с.
4. *Белоцерковский С. М., Качанов Б.О., Кулифеев Ю. Б., Морозов В. И.* Создание и применение математических моделей самолетов. / Под ред. М.: Наука, 1984. – 284 с.
5. *Васильченко К. К., Кочетков Ю. А., Леонов В. А.* и др. Структурная идентификация математической модели движения самолета. М.: Машиностроение, 1993. – 350 с.
6. *Овчаренко В. Н.* Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: Идентификация по полетным данным. // М.: ЛЕНАНД, 2019. – 236 с.
7. *Корсун О. Н., Николаев С. В.* Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки. // Мехатроника, автоматизация, управление, т. 16, № 4, 2015. – С. 269–276.
8. *Корсун О. Н., Николаев С. В.* Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки. // Вестник компьютерных и информационных технологий. № 9, 2016. – С. 3–10.