

based on micromechanical gyroscopes MMG-APTRON (Central Research and Development Institute Electropribor Corporate Group JSC), ADXRS-642 (Analog Devices Co.) and compensation accelerometers AT1104 (ANPP Temp-Avia JSC). There presented the design of the measurement module for the construction of a backup strapdown attitude control system, which may be applied both on unmanned aerial vehicles and as a backup system on piloted aircrafts. The results of tests of the developed system based on FSUE "GosNII AS" are given, which showed that BSACS provides pitch and pitch angles with an error of no more than 2 degrees with a straight flight and no more than 3 when maneuvering. The influence of the misalignment of the BSACS axes and the mobile object on the accuracy of the development of angular parameters is shown. A method for algorithmically accounting for axial misalignment is proposed, which makes it possible to reduce the requirements for the accuracy of alignment of the axes. The reasons for the increase in the BSACS error during maneuvering are shown. A method for increasing the accuracy of a system based on an analysis of the modes of motion of an aircraft is proposed. The results of modeling the method of increasing the accuracy are given, which show that the error of BSACS during maneuvering, in some cases, can be reduced by more than 3 times.

Keywords: instrument redundancy, inertial platformless gyrovertical, MEMS-gyroscopes, integrated accelerometer, accelerometer correction, Kalman filter, error estimation

For citation:

Raspopov V. Ya., Shvedov A. P. Backup Platformless Orientation System Based on Domestic Micromechanical Inertial Sensors, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 10, pp. 699–705.

DOI: 10.17587/mau.18.699-705

References

1. Kornilov A. V., Ilyasov S. P., Svyazhin D. V. *Ispolzovanie funktsionalnoy izbytochnosti kak sredstva povysheniya nadezhnosti rezervnoy sistemy orientatsii letatel'nogo apparata* (The use of functional redundancy as a means of increasing the reliability of the reserve orientation system of an aircraft), *Nauchno-tekhnicheskiy vestnik Povolzh'ya*, 2014, no. 1, pp. 89–92 (in Russian).
2. Production of ANPP Temp-Avia JSC, available at: <http://www.temp-avia.ru/index-4.htm> (in Russian).
3. Savage P. G. Blazing gyros — the evolution of strapdown inertial navigation technology for aircraft, *AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 36, no. 3, pp. 637–655, 2013. doi: 10.2514/1.60211
4. A Study of Critical Computational Problems Associated with Strapdown Inertial Navigation Systems, NASA Report CR-968, April 1968.

5. Pelpor D. S. et al. *Gyroscopicheskie pribory i sistemy* (Gyroscopic devices: study aid), Moscow, Vysshaya shkola, 1988, 424 p. (in Russian).

6. Shvedov A. P. *Sposoby povysheniya tochnosti informacionno-izmeritel'nykh sistem orientatsii podvinykh ob'ektov. Kand. Diss.* (The ways to improve the accuracy of information-measuring system for movable object), Tula, 2010, 172 p. (in Russian).

7. Alaluev R. V. et al. *Microsistemy orientatsii bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Microsystems of orientation of unmanned aerial vehicles), Moscow, Mashinostroyeniye, 2011, 180 p. (in Russian).

8. Raspopov V. Ya. *Mikrosistemnaya avionika: uchebnoye posobiye* (Microsystem aviation electronics: study aid), Tula, Grifi K, 2010 (in Russian).

9. Raspopov V. Ya., Ivanov Yu. V., Alaluev R. V., Shukalov A. V., Shvedov A. P. *Vliyaniye parametrov datchikov na tochnost' raboty besplatformennoy inertsiyal'noy girovertikali* (Influence of the parameters of the sensors on the accuracy of the work of the inertial inertial gyrovertical), *System and Sensors*, 2011, no. 8, pp. 18–21 (in Russian).

10. Raspopov V. Ya., Ivanov Yu. V., Alaluev R. V., Shukalov A. V., Shvedov A. P. *Vliyaniye parametrov datchikov na tochnost' raboty besplatformennoy inertsiyal'noy girovertikali* (Influence of the sensor parameters on the accuracy of the inertial-free inertial gyrovertical), *Datchiki i Sistemy*, 2011, no. 8, pp. 18–21 (in Russian).

УДК 629.73.018.7

DOI: 10.17587/mau.18.705-711

О. Н. Корсун, д-р техн. наук, проф., marmotto@rambler.ru,

А. В. Стуловский, инженер, avstlv2@gmail.com,

Государственный НИИ авиационных систем, г. Москва,

А. В. Канышев, нач. отд., astra_kanysheva@mail.ru,

Государственный летно-испытательный центр им В. П. Чкалова, г. Ахтубинск

Анализ движения самолетов на закритических углах атаки: коррекция погрешностей бортовых измерений и моделирование отклоняемого вектора тяги*

Рассмотрена проблема анализа полетных данных на закритических углах атаки в целях уточнения математической модели движения самолета. В рамках указанной общей проблемы предлагается методика проверки и коррекции бортовых измерений при движении летательного аппарата в диапазоне закритических углов атаки. Поскольку на исследуемых режимах полета применяются двигатели с отклоняемым вектором тяги, рассмотрена математическая модель сил и моментов, возникающих при отклонении вектора тяги. Работоспособность предложенных моделей и методов подтверждена на примерах обработки данных летных испытаний современных маневренных самолетов.

Ключевые слова: летные испытания, идентификация аэродинамических коэффициентов, проверка согласованности бортовых измерений, отклоняемый вектор тяги, закритические углы атаки, сверхманевренность

Введение

Режимы сверхманевренности, при выполнении которых самолет находится на закритических углах атаки, были реализованы для ряда летательных аппаратов (ЛА) в последние десятилетия XX века.

Однако задача моделирования динамики на этих сложных режимах сохраняет актуальность и в настоящее время. При этом одним из основных путей уточнения математической модели движения самолета является идентификация аэродинамических коэффициентов по данным летных испытаний, что требует разработки соответствующего алгоритмического и методического обеспечения. Необходи-

* Работа поддержана РФФИ, проект 17-08-00856-а.

мым этапом при анализе полетных данных является проверка правильности бортовых измерений, получаемых в летном эксперименте.

В настоящее время для традиционного эксплуатационного диапазона углов атаки имеется значительный задел как в решении задач идентификации аэродинамических параметров [1–7], так и в области проверки достоверности бортовых измерений [8–13]. Известны также публикации, в которых уточненные методами идентификации модели применяются для решения различных прикладных задач [14–16]. Цель настоящей работы состоит в том, чтобы предложить алгоритмические и методические подходы к анализу полетных данных на режимах сверхманевренности, основанные на результатах, полученных при решении аналогичной задачи для эксплуатационного диапазона значений углов атаки. Построение и идентификация модели движения самолета на закритических углах атаки представляет собой сложный многоэтапный процесс, как и в случае традиционных режимов полета [3, 4, 7, 11, 12]. В рамках данной статьи рассматриваются два этапа, которые абсолютно необходимы для анализа режимов сверхманевренности: уточнение данных бортовых измерений на закритических углах и расчет сил и моментов, возникающих при отклонении сопел двигателей.

Согласование полетных данных и математической модели

Одним из методов уточнения опытных данных является согласование результатов летных испытаний с данными, полученными с помощью математической модели движения ЛА [1, 3, 4]. Примеры использования данного подхода в традиционном эксплуатационном диапазоне докритических углов атаки представлены, в частности, в работах [11, 12].

Перейдем к рассмотрению математической модели. Для поставленной задачи исследования динамики ЛА хорошо подходит система, состоящая из следующих пяти уравнений [17]:

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[\left(\frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \right. \\ &+ \left. \left(\frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right]; \\ \frac{d\beta}{dt} &= \frac{a_z}{V} \cos\beta - \left(\frac{a_x}{V} \sin\beta - \omega_y \right) \cos\alpha + \left(\frac{a_y}{V} \sin\beta + \omega_x \right) \sin\alpha; \\ \frac{dV}{dt} &= a_x \cos\alpha \cos\beta - a_y \sin\alpha \cos\beta + a_z \sin\beta; \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma), \end{aligned} \quad (1)$$

где α, β — углы атаки и скольжения, рад; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости относительно связанных осей, рад/с; ϑ, γ — углы тангажа, крена, рад; V — скорость полета, м/с; H — высота полета, м; a_x, a_y, a_z — ускорения вдоль связанных осей, м/с².

Удобство уравнений (1) заключается в том, что они представляют собой систему, входными сигналами которой являются проекции ускорений и угловых скоростей на оси связанной системы координат. Эти сигналы допустимо принять известными функциями времени, поскольку угловые скорости в полете непосредственно измеряются бортовыми датчиками, а значения ускорений легко получить из значений перегрузок в связанной системе координат по известным формулам [12, 17].

Для исключения возможных расходящихся трендов при численном интегрировании системы (1) предположим, что измеренные в летном эксперименте значения перегрузок и угловых скоростей содержат систематические погрешности, постоянные на рассматриваемом участке полета. Чтобы определить значения этих констант, решим задачу минимизации функционала, представляющего собой сумму квадратов разностей между значениями углов атаки, скольжения, тангажа, крена и скорости, получаемыми в математической модели и от бортовой системы измерений и регистрации. В качестве оценок указанных погрешностей измерения перегрузок и угловых скоростей примем значения, доставляющие минимум такому функционалу.

Минимизировать функционал можно с помощью различных методов численной оптимизации. Как правило, в подобных задачах применяется модифицированный метод Ньютона [1, 6, 7, 13] в векторно-матричной форме, а уравнения движения (1) решаются методом Рунге—Кутты 4-го порядка. В данной работе в порядке эксперимента были использованы относительно простые алгоритмы: интегрирование выполнялось методом Эйлера, а оптимизация — методом покоординатного спуска, в котором частные задачи однопараметрической оптимизации решались методом половинного деления. Сравнение с более сложными и более точными алгоритмами Ньютона и Рунге—Кутты показало высокую степень совпадения результатов.

Проверка правильности регистрации полетных данных

При применении описанной выше методики к участку, на котором ЛА движется, находясь в пределах области эксплуатационных значений угла атаки, как и в работах [6, 7, 11], была получена высокая степень соответствия данных испытаний и модели. Сравнение этих результатов показано на рис. 1 (см. вторую сторону обложки).

Как можно видеть, данные хорошо согласуются между собой для всего набора сравниваемых сигналов.

Если же рассмотреть участок полета, на котором значения угла атаки ЛА превышают критическое значение, то результат претерпевает изменения. Значения углов тангажа и крена продолжают демонстрировать хорошую степень совпадения. В то же время между значениями угла атаки и скорости, получаемыми из полетных данных и математической модели, наблюдаются заметные расхождения, что легко увидеть на рис. 2 (см. вторую сторону обложки).

Полученный результат является закономерным, поскольку, как известно из аэродинамики [17], на закритических углах атаки характер обтекания принципиально изменяется и оказывает влияние на погрешности аэрометрических измерений, к которым относятся угол атаки и воздушная скорость. Известно также, что погрешности измерения воздушной скорости существенно возрастают при малых скоростях полета. В данном случае это соответствует скоростям 40...60 м/с.

Поэтому разумно предположить, что именно данные, полученные при моделировании, более объективно отображают суть происходящих процессов. Рассмотрим подробнее аргументы в пользу этого на примере угла атаки. Если рассмотреть изменение угла атаки во времени (рис. 2, а), то можно заметить, что его значения по данным бортовых измерителей ограничены сверху (примерно 50°). При подходе к границе диапазона показания прибора начинают колебаться. В противоположность этому, по данным моделирования на этом участке траектории наблюдается сначала продолжение роста, а затем уменьшение значений угла атаки. Необходимо отметить, что за пределами этого участка полетные данные и данные модели с хорошей точностью воспроизводят друг друга. Вместе с тем, известно, что на рассматриваемом самолете используемые датчики угла атаки имеют физические ограничения именно при значениях около 50°. Таким образом, допустимо предположить, что в бортовых измерениях имеет место погрешность, обусловленная ограничением хода чувствительного элемента датчика, тогда как в математической модели такая погрешность отсутствует.

Поскольку угол атаки является одним из важнейших параметров полета, рассмотрим дополнительно аргументы аэродинамического характера.

Для этого по имеющимся полетным данным найдем оценку зависимости коэффициента подъемной силы c_{ye} в полусвязанной системе координат [18] от угла атаки. Саму оценку значения коэффициента подъемной силы можно вычислить по формуле [6, 11, 12]

$$c_{ye}(t_i) = \frac{(n_y(t_i)\cos\alpha(t_i) + n_x(t_i)\sin\alpha(t_i))mg - P\sin(\alpha(t_i) + \varphi_{дв})}{qS}. \quad (2)$$

В выражении (2) используются следующие обозначения:

α — угол атаки, рад; m — масса самолета, кг; S — эквивалентная площадь крыла, м²; $q = \rho_H V^2/2$ — скоростной напор, Па; ρ_H — плотность воздуха на высоте полета, кг/м³; V — скорость полета, м/с; n_x , n_y — перегрузки вдоль осей связанной системы координат; P — тяга двигателя, Н; $\varphi_{дв}$ — угол установки двигателя, рад.

С учетом специфики рассматриваемой задачи здесь угол $\varphi_{дв}$ рассчитывался с учетом угла отклонения сопел двигателя.

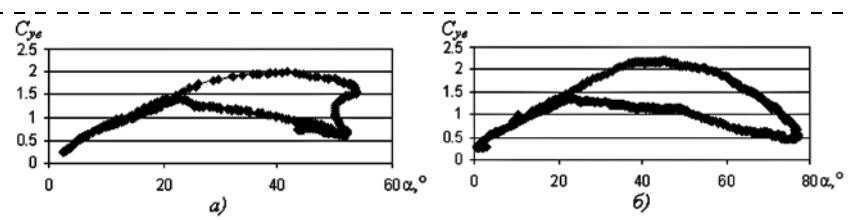


Рис. 3. Зависимость значений коэффициента подъемной силы от значений угла атаки: а — угол атаки принят по бортовым измерениям; б — угол атаки скорректирован с помощью модели

Зависимость коэффициента подъемной силы c_{ye} от значений угла атаки, измеренных в полете, представлена на рис. 3, а.

График на рис. 3, а имеет характерную особенность на углах атаки около 50°, когда коэффициент подъемной силы значительно изменяется при почти постоянном угле атаки.

Если применить при вычислении значений c_{ye} и при построении графика значения угла атаки и воздушной скорости, полученные при интегрировании модели (1), то зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки примет вид, представленный на рис. 3, б.

Из аэродинамики известно [17], что на закритических углах атаки в графике коэффициента подъемной силы проявляется гистерезис вследствие несимметричности срыва и восстановления воздушного потока при возрастании и уменьшении угла атаки. В то же время на докритических углах коэффициент подъемной силы является приблизительно однозначной функцией. Именно эту картину мы и видим на обоих графиках. Вместе с тем, сведения из аэродинамики не содержат никаких указаний на особую точку вблизи 50°. Поэтому наиболее обоснованным представляется вывод, что относительно гладкая двузначная функция на рис. 3, б описывает аэродинамический гистерезис, а скачкообразное изменение графика на рис. 3, а обусловлено погрешностями бортовых измерений угла атаки, обнаруженными выше с помощью принципиально иного подхода.

Таким образом, рассмотренная методика позволяет находить и корректировать погрешности полетных данных, прежде всего в части аэрометрических сигналов.

Существенное повышение точности измерений углов атаки и воздушной скорости можно обеспечить при идентификации скорости ветра на обрабатываемом участке полета. Соответствующая методика представлена в работе [13]. Для ее применения требуется выполнение в полете дополнительных тестовых режимов, поэтому в данной статье этот подход не рассматривался.

Необходимо также отметить, что применение моделей становится возможным, если известно направление вектора тяги двигателя. Соответствующий расчет для режимов сверхманевренности обладает важной отличительной особенностью — необходимостью учитывать отклонения сопел двигателя. В завершающих разделах статьи выводятся формулы, позволяющие учесть изменение направления тяги и рассчитать проекции возникающих при этом сил и моментов.

Моделирование сил и моментов тяги, создаваемых двигателем с отклоняемым вектором тяги

Для расчета момента, создаваемого отклонением сопел двигателя, предлагается воспользоваться стандартной формулой момента

$$\mathbf{M} = [\mathbf{r}_i \times \mathbf{P}],$$

где $\mathbf{r}_i^T = (x \ y \ z_i)$ — радиус-вектор из центра масс в центр сечения сопла i -го двигателя в нейтральном положении; $\mathbf{P}$ — вектор тяги.

Расписав моменты покомпонентно, получим

$$\begin{aligned} M_x &= y(P_{z1} + P_{z2}) - z_1 P_{y1} - z_2 P_{y2}; \\ M_y &= z_1 P_{x1} + z_2 P_{x2} - x(P_{z1} + P_{z2}); \\ M_z &= x(P_{y1} + P_{y2}) - y(P_{x1} + P_{x2}), \end{aligned} \quad (3)$$

где P_{xi} , P_{yi} , P_{zi} — модули проекции тяги i -го двигателя на оси связанной системы координат.

Следующим шагом становится получение значений проекций тяги. Прежде чем переходить непосредственно к рассмотрению моделей, описывающих поворот вектора тяги, оговоримся, что в данной статье не рассматривается вклад входного импульса. Это связано с тем, что его расчет для самолетов на режимах сверхманевренности не имеет существенных отличий по сравнению с традиционными режимами. Поэтому далее под вектором тяги понимается вектор выходного импульса.

Как известно, для задания направления на точку в трехмерном пространстве достаточно двух углов. Один из способов задания изображен на рис. 4, где угол между горизонтальной плоскостью и вектором обозначен φ , а угол между проекцией вектора на горизонтальную плоскость и продольной осью — ψ . Тогда проекции вектора тяги $\mathbf{P}$, $|\mathbf{P}| = P$ на оси связанной системы координат запишутся в виде

$$\begin{aligned} P_x &= P \cos \varphi \cos \psi; \\ P_y &= P \sin \varphi; \\ P_z &= P \cos \varphi \sin \psi. \end{aligned} \quad (4)$$

Выражения (4) позволяют описывать поворот линии действия тяги. При этом предполагается, что сопла способны совершать повороты в вертикальной и горизонтальной плоскостях независимо друг от друга. Для получения момента, генерируемого вследствие отклонения сопел, достаточно подставить значения проекций (4) в формулы моментов (3).

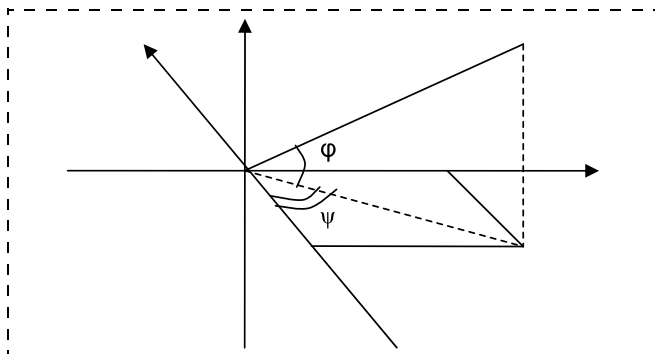


Рис. 4. Один из возможных способов задания направления в трехмерном пространстве

На практике сопла двигателя с отклоняемым вектором тяги часто способны поворачиваться только в одной плоскости, которая находится под некоторым углом к вертикали, чтобы при отклонении создавать моменты относительно всех трех осей связанной системы координат. Опишем возможный способ перехода от такой модели к уравнениям (4).

Вектор, вращающийся в плоскости. Предположим, что сопло совершает повороты в некоторой плоскости, отклоненной относительно нормальной плоскости на известный угол χ . Угол поворота в плоскости обозначим η . Пусть в исходном положении сопло параллельно продольной оси.

Проведем ось, проходящую через центр сечения сопла, находящегося в нейтральном положении, параллельную оси симметрии ЛА. Назовем ее осью сопла в нейтральном положении, обозначим штрихпунктирной линией и выберем на ней две точки, A и O . Пусть O — точка, относительно которой осуществляется поворот сопла, тогда A соответствует центру сечения сопла. Построим две плоскости, содержащие в себе прямую AO : вертикальную плоскость и плоскость, образующую с вертикальной углом χ , — плоскость поворота сопла. Результат описанного построения приводится на рис. 5.

Пусть сопло повернуто на угол η . Обозначим C точку пересечения оси сопла при повороте на угол η с плоскостью сечения сопла в нейтральном положении. Из точки C опустим перпендикуляр CD на горизонтальную плоскость.

Установим геометрические соотношения, связывающие углы ψ и φ с углами η и χ . Сначала выведем зависимость угла ψ от углов η и χ . Воспользовавшись тем, что треугольники AOD и AOC прямоугольные, можем записать:

$$\begin{aligned} AC &= AO \operatorname{tg} \eta, \\ AD &= AO \operatorname{tg} \psi. \end{aligned}$$

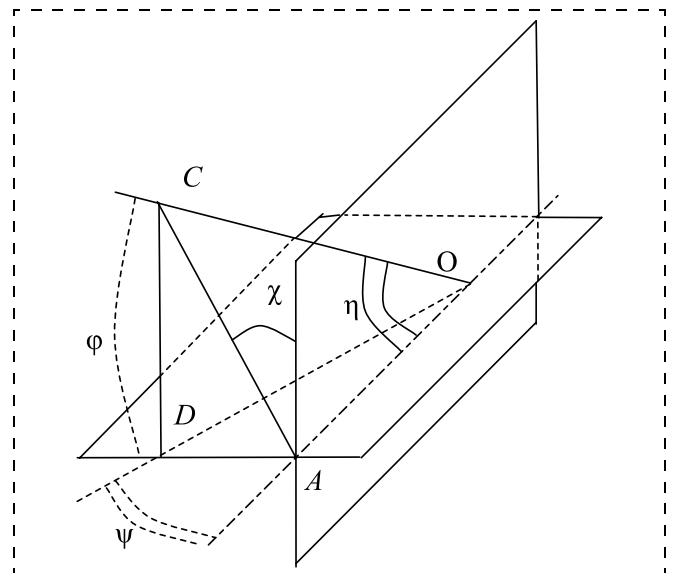


Рис. 5. Схематическое отображение связи между парами углов χ , η и ψ , φ

В свою очередь, так как треугольник ADC прямоугольный, справедливо отношение $\sin\chi = AD/AC$. Поэтому

$$\operatorname{tg}\psi = \operatorname{tg}\eta\sin\chi.$$

Выведем теперь зависимость угла φ от углов η и χ . Воспользовавшись тем, что треугольники CDO и AOC прямоугольные, можем записать

$$\begin{aligned} AC &= OC\sin\eta, \\ CD &= OC\sin\varphi. \end{aligned}$$

В свою очередь, так как треугольник ADC прямоугольный, справедливо отношение $\cos\chi = CD/AC$. Поэтому

$$\sin\varphi = \sin\eta\cos\chi.$$

Тогда значения углов ψ , φ могут быть определены по значениям углов χ , η с использованием формул следующего вида:

$$\begin{aligned} \psi &= \arctg(\operatorname{tg}\eta\sin\chi), \\ \varphi &= \arcsin(\sin\eta\cos\chi). \end{aligned} \quad (5)$$

Знание значений пары углов χ и η , а также применение модели расчета тяги двигателя позволяет с помощью формул (3)—(5) найти моменты, создаваемые отклонением сопел.

Теперь рассмотрим подробнее проекции тяги, получаемые в результате проецирования на оси связанной системы координат. Применим к углам χ и η общие правила определения знаков, применяемые к органам управления самолета [18].

В таком случае, предполагая, что положение плоскостей поворота двигателей соответствует рис. 6, получим, что для правого двигателя $\chi_1 > 0$, а для левого $\chi_2 < 0$. Угол η же будет иметь положительное значение при отклонении сопла вниз и отрицательное — при его отклонении вверх.

Предположим, что сопла обоих двигателей отклонены вверх. Если воспользоваться формулами пересчета углов χ и η в углы ψ и φ (5), то знак угла φ будет в обоих случаях отрицательным, в то время как угол ψ будет отрицательным для правого двигателя и положительным для левого. Результатом будет являться тот факт, что оба двигателя будут создавать проекции тяги одного знака на продольную ось (положительного) и нормальную ось (отрицательного). Проекции на поперечную ось будут разного знака — положительные для левого двигателя и отрицательные для правого.

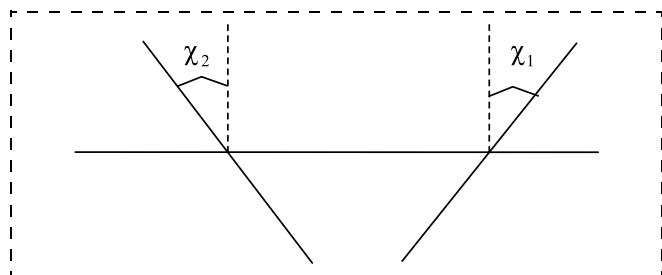


Рис. 6. Схематическое изображение плоскостей поворота сопел двигателей, вид с хвоста самолета

Теперь предположим, что сопла обоих двигателей отклонены вниз. Получим, что угол φ положительный в обоих случаях, а угол ψ положителен для правого двигателя и отрицателен для левого. В таком случае, оба двигателя создают положительные проекции тяги на продольную и нормальную оси. Правый двигатель создает положительную проекцию тяги на поперечную ось, а левый — отрицательную.

Полученные результаты соответствуют представлению о направлении проекций сил тяги при повороте двигателя. Таким образом, подтверждается справедливость распространения установленного правила знаков на углы χ , η .

Достоинство приведенного выше способа вычисления проекций тяги заключается в его вычислительной простоте и наглядности, поскольку он основан на элементарных геометрических соображениях. Для дополнительной проверки полученных результатов рассмотрим более общий способ нахождения проекций тяги.

Произвольно направленный вектор тяги. Для описания поворота сопел можно воспользоваться формулой Родрига, известной из теоретической механики, которая описывает поворот вектора вокруг произвольного единичного вектора, когда оба вектора отложены от одной точки [19].

Пусть единичный вектор $\mathbf{v}$ задает направление тяги двигателя при нейтральном положении сопла в связанной системе координат. Пусть вектор $\mathbf{e}$ задает ось поворота двигателя в связанной системе координат, а угол η — угол поворота сопла в плоскости. Рассматриваемое преобразование поворота запишется в виде:

$$\mathbf{v}_1 = (\mathbf{e} \cdot \mathbf{v})\mathbf{e} + |[\mathbf{e} \times \mathbf{v}]|(\mathbf{e}_1\cos\eta + \mathbf{e}_2\sin\eta),$$

где $\mathbf{e}_1$ и $\mathbf{e}_2$ составляют с $\mathbf{e} = \mathbf{e}_3$ правосторонний базис и задаются формулами

$$\mathbf{e}_1 = \frac{[\mathbf{e} \times [\mathbf{v} \times \mathbf{e}]]}{|[\mathbf{e} \times \mathbf{v}]|}, \quad \mathbf{e}_2 = \frac{[\mathbf{e} \times \mathbf{v}]}{|[\mathbf{e} \times \mathbf{v}]|}.$$

В приведенной формуле первое слагаемое соответствует составляющей вектора $\mathbf{v}$ параллельной оси вращения, а второе — перпендикулярной составляющей. Расписав $\mathbf{e}_1$ и $\mathbf{e}_2$ и раскрыв скобки, получим

$$\mathbf{v}_1 = (\mathbf{e} \cdot \mathbf{v})\mathbf{e} + [\mathbf{e} \times [\mathbf{v} \times \mathbf{e}]]\cos\eta + [\mathbf{e} \times \mathbf{v}]\sin\eta.$$

Если воспользоваться формулой двойного векторного произведения, то направление тяги двигателя при повороте сопла можно будет записать в следующем виде:

$$\mathbf{v}_1 = (\cos\eta)\mathbf{v} + (\sin\eta)[\mathbf{e} \times \mathbf{v}] + (1 - \cos\eta)(\mathbf{e} \cdot \mathbf{v})\mathbf{e}.$$

Зная координаты вектора направления тяги в связанной системе координат, для получения проекций тяги достаточно умножить этот вектор на модуль тяги:

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{pmatrix} = |\mathbf{P}| \cdot \mathbf{v}_1.$$

Расписав это выражение покомпонентно, получим

$$\begin{aligned} P_x &= |\mathbf{P}|(v_x \cos \eta + (e_y v_z - e_z v_y) \sin \eta + \\ &+ (1 - \cos \eta)(\mathbf{e} \cdot \mathbf{v}) e_x); \\ P_y &= |\mathbf{P}|(v_y \cos \eta + (e_z v_x - e_x v_z) \sin \eta + \\ &+ (1 - \cos \eta)(\mathbf{e} \cdot \mathbf{v}) e_y); \\ P_z &= |\mathbf{P}|(v_z \cos \eta + (e_x v_y - e_y v_x) \sin \eta + \\ &+ (1 - \cos \eta)(\mathbf{e} \cdot \mathbf{v}) e_z), \end{aligned} \quad (6)$$

где $\mathbf{v}^T = (v_x \ v_y \ v_z)$, $\mathbf{e}^T = (e_x \ e_y \ e_z)$ — представление векторов через скалярные компоненты.

Моменты силы тяги относительно осей связанной системы координат могут быть вычислены с применением формул (3).

Полученные формулы (6) по форме отличаются от формул (4)—(5). Однако проведенное численное сравнение результатов их работы на нескольких исследуемых участках полета показало эквивалентность выполняемых по ним расчетов, что подтверждает справедливость принятых при выводе (4)—(5) допущений.

Проверка модели двигателя по данным летных испытаний

После того как удалось получить модель для расчета проекций силы тяги и моментов, необходимо задуматься о способе проверки модели. К сожалению, эти величины в полете непосредственно не измеряются. Поэтому рассмотрим задачу, на которую точность их учета оказывает непосредственное влияние — идентификацию аэродинамических коэффициентов на закритических углах атаки. Если с применением модели проекций сил и моментов, создаваемых двигателями, удастся провести успешную идентификацию аэродинамических коэффициентов, то это будет аргументом в пользу правильности модели. В качестве критерия успешной идентификации примем соответствие оценок банку аэродинамических характеристик. Расхождение оценок будет указывать на ошибочность принятых допущений.

Идентификация коэффициентов бокового движения для одного из участков полета выполнялась по методике работы [7]. Поскольку на данном участке флапероны отклонялись почти синфазно с дифференциальным отклонением сопел (т. е. управляющие сигналы флаперонов и сопел двигателей в боковом канале были линейно зависимы), в стандартную методику было внесено изменение. Составляющие момента, создаваемого двигателем в боковом канале, вычислялись по предложенной выше модели и исключались из соответствующих уравнений. После этого оценки аэродинамических коэффициентов бокового канала вычислялись обычным образом. На рис. 7 (см. вторую сторону обложки) показаны в функции времени оценки приращения коэффициента момента рыскания, создаваемого флаперонами, полученные в результате идентификации и вычисленные по банку аэродинамических характеристик. Высокая точность совпадения оценок, полученных независимыми способами, является аргументом в пользу правильности предложенной модели сил и моментов двигателей.

Заключение

В статье предложена методика проверки и уточнения данных о движении ЛА на закритических углах атаки, получаемых посредством летных испытаний.

Представлены алгоритмы вычисления проекций сил и моментов, создаваемых двигателями с отклоняемым вектором тяги.

Работоспособность представленных в статье методик и алгоритмов подтверждена примерами обработки полетных данных современных маневренных самолетов.

Список литературы

1. Klein V., Morelli E. A. Aircraft system identification: Theory and Practice. USA, Reston: AIAA. 2006. 499 p.
2. Jategaonkar R. V. Flight vehicle system identification: A time domain methodology. USA, Reston: AIAA. 2006. 410 p.
3. Корсун О. Н., Поплавский Б. К. Технология идентификации аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов по данным летных испытаний // Моделирование авиационных систем. ГосНИИАС, 2011. С. 444—451.
4. Корсун О. Н., Поплавский Б. К. Структура методологии идентификации математических моделей самолетов по результатам летных испытаний // Авиационные технологии XXI века. IX международный научно-технический симпозиум ASTEC'07. 2007.
5. Tischler M. B. System identification methods for aircraft flight control development and validation. Advances in aircraft flight control. 1996. P. 35—69.
6. Корсун О. Н., Николаев С. В. Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 4. С. 269—276.
7. Корсун О. Н., Николаев С. В. Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 9(147). С. 3—10.
8. Nesaei S., Bahrami B. Data Processing Considerations in Flight Vehicle Identification // AEROTECH III, Kuala Lumpur, India, 2009.
9. Nesaei S., Raissi K. Data processing consideration and model validation in flight vehicle system identification // Signal Processing and Information Technology: First International Joint Conference, SPIT 2011, Amsterdam, The Netherlands, December 1—2, 2011.
10. Zhang J., Zhang P. Time series analysis methods and applications for flight data. Germany, Berlin: Springer-Verlag, 2017. 240 p.
11. Корсун О. Н., Лысюк О. П. Комплексная оценка погрешностей бортовых измерений и регистрации в целях обеспечения задач безопасности полетов // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 2. С. 31—41.
12. Корсун О. Н., Николаев С. В., Поплавский Б. К. Алгоритмы проверки правильности полетных данных и оценивания нелинейностей при идентификации аэродинамических коэффициентов самолетов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18, № 4. С. 270—278.
13. Корсун О. Н., Николаев С. В., Пушков С. Г. Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 118.
14. Корсун О. Н., Семенов А. В. Методика определения характеристик устойчивости и управляемости высотного дозвукового самолета М-55 "Геофизика" по результатам летного эксперимента и моделирования // Полет. 2006. № 2. С. 22—29.
15. Евдокименков В. Н., Ким Р. В., Красильщиков М. Н., Себряков Г. Г. Использование нейросетевой модели управляющих действий летчика в интересах его индивидуально-адаптированной поддержки // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2015. № 4. С. 111.
16. Корсун О. Н., Семенов А. В. Оценка пилотажных характеристик самолетов по результатам летного эксперимента, идентификации и моделирования // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2007. № 7. С. 2—7.
17. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
18. ГОСТ 20058—80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981. 54 с.
19. Голубев Ю. Ф. Основы теоретической механики. М.: Изд-во МГУ, 2000. 719 с.

Analysis of the Aircraft Motion at the Overcritical Angles of Attack: Errors of On-Board Measurements and Simulation of the Deviated Thrust Vector

O. N. Korsun, marmotto@rambler.ru✉, A. V. Stulovsky,

State Research Institute of aviation systems, Moscow, 125167, Russian Federation,

A. V. Kanyshv,

State Flight Test Center named after V. P. Chkalov, Akhtubinsk, Russian Federation

Corresponding author: **Korsun Oleg N.**, D. Sc., Professor,
State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125167, Russian Federation,
e-mail: marmotto@rambler.ru

Received on June 29, 2017

Accepted on July 06, 2017

The article deals with the problems of the flight test data analysis concerning the flights at higher than critical angles of attack in order to improve the mathematical model of an aircraft's motion. The paper presents a technique for validation and correction of the on-board measurements for this type of motion. Regarding the use of the vector control during such maneuvers, the article considers the mathematical model of the forces and torques generated by the thrust vectoring. Examples of the data processing of the modern maneuverable aircraft's flight tests are presented to confirm the efficiency of the proposed models and methods. The validation of the on-board measurements, above all, the aerometric measurements, is based on the equations of the aircraft spatial motion. It is assumed that the correct values of the motion parameters must satisfy the system of the non-linear differential equations known from the flight dynamics. This approach has already proved its efficiency in the analysis of the flight data in the operational range of the angles of attack. The signals obtained through the simulation are used to correct the measurements in case of errors. The article presents examples of detection and correction of errors in the measurement channels for a true airspeed and angle of attack. This paper also proposes two versions of the model capable of calculation the projections of the forces and torques on the aircraft principal axes. The first version is derived from the evident geometrical considerations, the second one is based on Rodrigues' vector rotation formula known in the theoretical mechanics. A numerical comparison confirmed correctness of both obtained models. These models were also verified by processing of the flight tests data.

Keywords: flight tests, identification of the aerodynamic coefficients, verification of the on-board measurements, deviated thrust vector, overcritical angles of attack, supermaneuverability

Acknowledgements: The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, project 17-08-00856-a.

For citation:

Korsun O. N., Stulovsky A. V., Kanyshv A. V. Analysis of the Aircraft Motion at Overcritical Angles of Attack: Errors of the On-Board Measurements and Simulation of the Deviated Thrust Vector, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 10, pp. 705–711.

DOI: 10.17587/mau.18.705-711

References

1. Klein V., Morelli E. A. Aircraft system identification: Theory and Practice, USA, Reston, AIAA, 2006, 499 p.
2. Jategaonkar R. V. Flight vehicle system identification: A time domain methodology, USA, Reston, AIAA, 2006, 410 p.
3. Korsun O. N., Poplavskij B. K. *Tekhnologiya identifikatsii ajerodinamicheskikh koeffitsientov letatel'nykh apparatov po dannym letnykh ispytaniy* (Technology for identification of aerodynamic coefficients of the aircraft according to flight test), *Modelirovanie Aviacionnykh Sistem*, GosNIAS, 2011, pp. 444–451 (in Russian).
4. Korsun O. N., Poplavskij B. K. Struktura metodologii identifikatsii matematicheskikh modeley samoletov po rezul'tatam letnykh ispytaniy (Structure of methodology certification mathematical models of aircraft flight test results) // V sbornike: *Aviacionnye tekhnologii XXI veka. IX mezhdunarodnyy nauchno-tehnicheskij simpozium ASTEC'07*. 2007 (in Russian).
5. Tischler M. B. System identification methods for aircraft flight control development and validation, *Advances in Aircraft Flight Control*, 1996, pp. 35–69.
6. Korsun O. N., Nikolaev S. V. *Metodika identifikatsii ajerodinamicheskikh koeffitsientov prodol'nogo dvizheniya samoleta v jekspluatatsionnom diapazone uglov ataki* (a Method of identification of aerodynamic coefficients of longitudinal motion of the aircraft in the operational range of angles of attack), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 4, pp. 269–276 (in Russian).
7. Korsun O. N., Nikolaev S. V. *Identifikatsiya ajerodinamicheskikh koeffitsientov samoleta v jekspluatatsionnom diapazone uglov ataki* (Aircraft Aerodynamic Coefficients Identification in the Angle of Attack Operational Range), *Vestnik Komp'yuternykh i Informacionnykh Tekhnologij*, 2016, no. 9, pp. 3–10 (in Russian).
8. Nesaei S., Bahrami B. Data Processing Considerations in Flight Vehicle Identification, *AEROTECH III*, Kuala Lumpur, India, 2009.
9. Nesaei S., Raissi K. Data processing consideration and model validation in flight vehicle system identification, *Signal Processing and Information Technology: First International Joint Conference, SPIT 2011*, Amsterdam, The Netherlands, December 1–2, 2011.
10. Zhang J., Zhang P. Time series analysis methods and applications for flight data, Germany, Berlin, Springer-Verlag, 2017, 240 p.
11. Korsun O. N., Lysjuk O. P. *Kompleksnaya ocenka pogreshnostej bortovykh izmerenij i registratsii v celjah obespecheniya zadach bezopasnosti poletov* (Comprehensive assessment of errors on board measurements and registration to ensure task safety), *Problemy Bezopasnosti Poletov*, 2007, no. 2, pp. 31–41 (in Russian).
12. Korsun O. N., Nikolaev S. V., Poplavskij B. K. *Algoritmy proverki pravil'nosti poletnykh dannyx i ocenivaniya nelinejnostej pri identifikatsii ajerodinamicheskikh koeffitsientov samoletov* (Algorithms for validation of flight data and the evaluation of nonlinearities of the aerodynamic coefficients of the aircraft), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 4, pp. 270–278 (in Russian).
13. Korsun O. N., Nikolaev S. V., Pushkov S. G. *Algoritmy ocenivaniya sistematicheskikh pogreshnostej izmerenij vozduшной skorosti, uglov ataki i skol'zheniya v letnykh ispytaniyakh* (An algorithm for estimating systematic measurement errors for air velocity, angle of attack, and sliding angle in flight testing), *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, 55 (3), pp. 446–457 (in Russian).
14. Korsun O. N., Semenov A. V. *Metodika opredeleniya harakteristik ustojchivosti i upravlyaemosti vysotnogo dozvukovogo samoleta M-55 "Geofizika" po rezul'tatam letnogo jeksperimenta i modelirovaniya* (Method of determining the characteristics of stability and controllability of high-altitude subsonic aircraft M-55 Geofizika on the results of the flight experiment and simulation), *Polet*, 2006, no. 2, pp. 22–29 (in Russian).
15. Evdokimenko V. N., Kim R. V., Krasil'shchikov M. N., Sebyakov G. G. *Ispol'zovanie nejrosetevoj modeli upravljajushchih deystvij letchika v interesah ego individual'no adaptirovannoj podderzhki* (The use of the neural network model of pilot control actions for their individually-adapted support), *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2015, vol. 54, no. 4, pp. 609–620 (in Russian).
16. Korsun O. N., Semenov A. V. *Ocenka pilotazhnykh harakteristik samoletov po rezul'tatam letnogo jeksperimenta, identifikatsii i modelirovaniya* (The Evaluation of flight characteristics of the aircraft according to the results of the flight test identification and simulation), *Vestnik Komp'yuternykh i Informacionnykh Tekhnologij*, 2007, no. 7, pp. 2–7 (in Russian).
17. Bjushgens G. S. ed. *Ajerodinamika, ustojchivost' i upravlyaemost' sverhzvukovykh samoletov* (Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft), Moscow, Nauka, 1998, 816 p. (in Russian).
18. GOST 20058–80. *Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya* (Dynamics of aircraft in the atmosphere. Terms, definitions and symbols), Moscow, Izdatel'stvo standartov, 1981, 54 p. (in Russian).
19. Golubev Ju. F. *Osnovy teoreticheskoy mekhaniki*. (Foundations of theoretical mechanics), Moscow, Publishing house of MGU, 2000, 719 p. (in Russian).