

УДК 629.735.33

## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОНСТРУКТОРСКОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, СВЯЗАННОЙ С НАРУЖНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Ю.А. Мокин, В.Б. Фёдоров, Ю.Л. Сюськина*

Приведена методика определения конструкторской системы координат связанной с наружной поверхностью летательного аппарата. Приведены методы оценки аэродинамических параметров баллистического летательного аппарата, основанные на определении геометрических параметров наружной поверхности летательного аппарата. Рассмотрены способы определения геометрических параметров наружной поверхности летательного аппарата.

Ключевые слова: методика, система координат, аэродинамические силы, обмер наружной поверхности, центр масс.

При работе с реальными изделиями, конструктор должен оговорить процедуру определения конструкторской системы координат (КСК) в изделии. Существуют различные способы задания опорной или строительной системы координат (СК) летательных аппаратов (ЛА).

По одному из них, КСК связывается с элементами стыковочного шпангоута ЛА. Продольной осью  $Ox$  КСК  $Oxuz$  считается прямая, перпендикулярная к плоскости стыковочного шпангоута изделия и проходящая через центр окружности, на которой расположены центрирующие элементы (рис. 1а). Оси  $Oy$  и  $Oz$  дополняют ось  $Ox$  до правой тройки и все вместе определяют плоскости ориентации I-III, II-IV ЛА. В данном определении полагают, что наружная поверхность (НП) изделия имеет идеальную геометрическую форму.

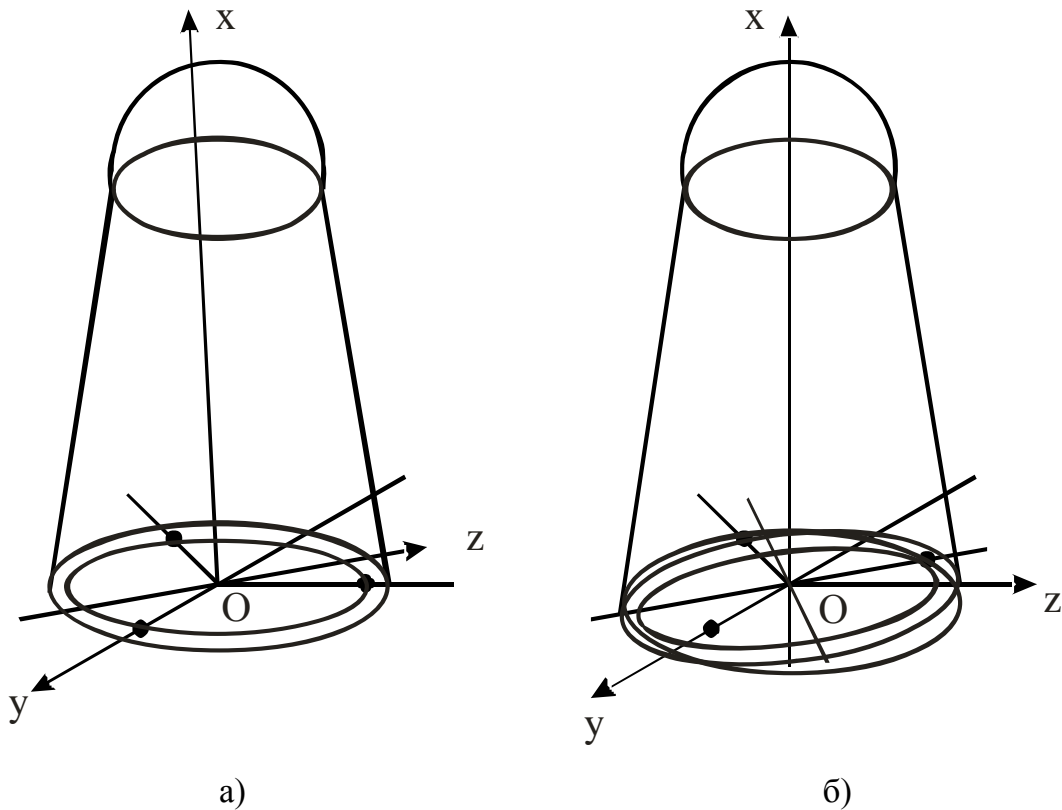
Такой способ определения продольной оси наружной поверхности (НП) не учитывает взаимного расположения НП изделия и плоскости стыковочного шпангоута.

Более рациональный способ задания осей КСК (рис. 1б):

- ось  $Ox$  КСК совпадает с осью симметрии НП и направлена к носку ЛА;
- начало координат КСК т.  $O$  – точка пересечения оси  $Ox$  с плоскостью стыковочного шпангоута ЛА;
- оси  $Oy$ ,  $Oz$  составляют с осью  $Ox$  правую тройку.

Поскольку реальная НП изделия не является идеальной геометрической формой, она не имеет ось симметрии. Необходимо связать продольную ось КСК с конструктивными поверхностями реального изделия. КСК должна определяться так, что аэродинамические характеристики НП реального из-

деля при ориентации его в набегающем потоке вдоль продольной оси КСК наилучшим образом соответствовали бы аэродинамическим характеристикам НП изделия с идеальной формой НП.



а) б)  
Конструкторская система координат ЛА

Продольная ось КСК должна совпадать с продольной «аэродинамической осью» реального тела.

Вместе с тем, ни в ГОСТах [1, 2], ни в других научных и технических источниках не существует строгого в математическом смысле определения продольной «аэродинамической осью» тела сложной пространственной аэродинамической формы.

Предлагаются следующие определения понятия «аэродинамической оси» исходя из аналогии с продольной осью тела вращения, а именно, в КСК, имеющей своей продольной осью продольную «аэродинамическую ось»  $Ox$  должны выполняться следующие условия:

а) при нулевом угле атаки  $\alpha_{\text{п}} = 0$  должны быть равны нулю составляющие возмущающей аэродинамической силы  $c_{y_0} = c_{z_0} = 0$ ;

б) при  $\alpha_{\text{п}} = 0$  должны быть равны нулю и соответствующие возмущающего аэродинамического момента  $m_{z_0} = m_{y_0} = 0$ ;

в) при малых величинах пространственного угла атаки  $\alpha_{\Pi}$  во всем диапазоне углов крена должен отсутствовать дополнительный «флюгерный» момент крена, то есть должны быть равны нулю производные  $m_x^{\alpha} = m_x^{\beta} = 0$  [6].

Физический смысл последнего требования заключается в том, что выбранное положение «аэродинамической оси» должно обеспечивать «равновесие» дополнительных аэродинамических сил, при наличии углов атаки и скольжения, действующих на «левую» и «правую», на «нижнюю» и «верхнюю» части тела сложной аэродинамической формы в окружном направлении.

В дополнение к указанным выше требованиям можно сформулировать и следующие требования:

г) для выбранного направления «аэродинамической оси» коэффициент сопротивления  $c_x$  при  $\alpha_{\Pi} = 0$  должен принимать минимальное (или максимальное) значение во всем диапазоне изменения углов атаки и скольжения малой величины;

д) должно быть обеспечено минимальное различие производных  $c_y^{\alpha}$  и  $c_z^{\beta}$ ,  $m_z^{\alpha}$  и  $m_y^{\beta}$ .

Математическая суть всех перечисленных требований заключается в «обнулении» вектора аэродинамического несовершенства тела сложной аэродинамической формы  $\vec{A}(c_{y_0}, c_{z_0}, m_{x_0}, m_{y_0}, m_{z_0}, m_x^{\alpha}, m_x^{\beta}) = 0$ .

Для определения «оси симметрии» или «аэродинамической оси» НП выполняется процедура обмера НП, с использованием специального контрольного стенда. Изделие устанавливается стыковочным шпангоутом на планшайбу стенда, имеющую ось вращения, перпендикулярную посадочной плоскости планшайбы.

Полученная в результате обмера информация о действительной геометрии НП его корпуса используется для определения коэффициентов аэродинамических сил и моментов и их производных по углам атаки и скольжения, характеризующих аэродинамическое несовершенство изделия, с последующим их применением для определения положения продольной оси КСК изделия.

Исходя из указанных промежуточных целей и с учетом конечной задачи, были разработаны требования для типовой методики обмера. Основные требования сводятся к следующему.

Наиболее важной с точки зрения определения аэродинамической оси является информация о гармониках, определяющих смещение геометрических центров сечений относительно продольной оси.

Результаты обмеров должны обладать свойством полноты относительно первых гармоник  $a_1(x)$ ,  $b_1(x)$  вариаций поверхности. То есть – допол-

нительные, более частые обмеры не должны оказывать существенного влияния на полученные по исходным обмерам величины этих гармоник в зависимости от продольной координаты. Под существенным влиянием понимается различие уточненных размерных координат эксцентриситета от прогнозируемых более уровня 10–15 % от допустимой погрешности поперечной балансировки центра масс относительно «аэродинамической оси». Если условие полноты данных обмера по каким-либо причинам не будет выполнено, то погрешность поперечной балансировки возрастет за счет увеличения погрешности определения положения «аэродинамической оси». При невыполнении условия полноты данных обмера последние не могут быть основой индивидуальных детерминированных оценок отклонений аэродинамических характеристик изделия. Возможно их использование только для оценки экстремальных значений параметров аэродинамической асимметрии.

Требуемая частота обмеров по длине (количество контрольных поперечных сечений) и по окружной координате может быть определена только на основе разработки математической модели отклонений внешней поверхности, которая должна основываться не только на теоретических расчетах величин технологических допусков, но и на результатах практических обмеров объекта типичной формы. Математическая модель отклонений поверхности должна содержать достаточную информацию об автокорреляционных функциях, по крайней мере, двух (первой и второй) гармоник ряда Фурье.

Из-за фактического отсутствия теоретической математической модели отклонений поверхности изделия необходимо на начальных стадиях проведения обмеров выполнить тестовые контрольные обмеры с целью выяснения принципиального вопроса о выполнении требования свойства полноты массива точек замера.

Таким образом, окончательный вывод о достаточности объема обмеров может быть сделан только после проведения дополнительных конкретных оценок для конкретного изделия с учетом фактического достигнутого уровня погрешностей технологии его изготовления.

В соответствии с результатами качественного анализа сформулированы следующие требования к типовой методике обмера наружной поверхности изделия для определения аэродинамических характеристик изделий:

- обмер наружной поверхности изделия должен проводиться в заданном количестве поперечных сечений в точках, равномерно расположенных по окружной координате;
- для обмера должен использоваться метод и приборы образцового вращения;
- базовая ось вращения изделия (или измерителя) должна быть обеспечена прецизионным шпинделем и сверхпрецизионными подшипниками;

– стол с изделием (или измеритель) должен иметь практически только одну степень свободы (вращения относительно базовой измерительной оси);  
– радиус щупа измерителя должен быть выбран с учётом величины шероховатости поверхности изделия для фильтрации её влияния на результаты обмеров;

– количество точек замера по окружной координате должно быть выбрано на начальной тестовой стадии обмера из условия выполнения требования свойства полноты данных обмера для определения величины эксцентриситета данного обмеряемого сечения (исходное рекомендуемое значение – 24 точки);

– количество сечений замера по продольной координате должно быть выбрано на начальной тестовой стадии обмера из условия выполнения требования свойства полноты данных обмера для определения изменения величины эксцентриситета по длине изделия (исходное рекомендуемое расположение сечений обмера по длине – начало, четверть, середина, три четверти и конец каждой отдельной сборочной детали корпуса изделия).

Полученное по результатам обмера облако точек, принадлежащих НП, используется при построении её математической модели. С этой целью выполняется обработка совокупности координат точек, принадлежащих одному сечению – она представляется в форме тригонометрического ряда. Формируется «составная» гладкая поверхность, построенная на базе модельных кривых, расположенных в каждом сечении, которая используется для вычисления составляющих вектора аэродинамического несовершенства ЛА. Рассчитываются параметры вектора  $\vec{A}(c_{y_0}, c_{z_0}, m_{x_0}, m_{y_0}, m_{z_0}, m_x^\alpha, m_x^\beta)$  при заданных условиях его обтекания  $(M_\infty, Re_\infty)$  на основе метода ДГЛ, описанного в [3, 4, 5], либо с использованием иных вычислительных методов [7, 8, 9].

**Заключение.** В докладе представлена концепция методики определения конструкторской системы координат связанной с наружной поверхностью летательного аппарата. Методика позволяет определить расположение продольной оси связанной с наружной поверхностью летательного аппарата и обеспечивающей, при размещении на ней центра масс, выполнение конструкторских требований к величинам аэродинамических параметров летательного аппарата.

#### Библиографический список

1. ГОСТ 23281–78 Аэродинамика летательных аппаратов. Термины, определения и буквенные обозначения. Введен в действие 01.07.1979. – М.: Издательство стандартов, 1979.

2. ГОСТ 20058–80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. Введен в действие 01.07.1981. – М.: Издательство стандартов, 1981.

3. Мокин, Ю.А. О возможностях решения задач гиперзвуковой аэродинамики на основе дифференциальной формы представления обобщенной гипотезы локальности и ее композиции с точными численными методами / Ю.А. Мокин // Космонавтика и ракетостроение. – 2008. – Вып. 2(51). – С. 136–145.

4. Мокин, Ю.А. Влияние малых углов атаки и скольжения на момент крена при гиперзвуковом обтекании тел вращения / Ю.А. Мокин // Теплофизика и аэромеханика. – 2009. – Т. 16, № 1. – С. 37–42.

5. Пахомов, Ф.М. Аэродинамика длинных тонких конусов с асимметричной формой затупления / Ф.М. Пахомов, М.Г. Булыгин, В.Д. Гольдин, Ю.А. Мокин // Вестник Томского государственного университета. Серия «Математика и механика». – 2009. – № 4(8). – С. 85–92.

6. Мокин, Ю.А. О моделировании коэффициента аэродинамического момента крена затупленных тел вращения с малой вариацией поверхности при сверхзвуковом их обтекании / Ю.А. Мокин // Космонавтика и ракетостроение. – 2012. – Вып. 1(66). – С. 38–44.

7. Лунев, В.В. Гиперзвуковая аэродинамика / В.В. Лунев. – М.: Машиностроение, 1975. – 328 с.

8. Липницкий, Ю.М. Быстрый расчет аэродинамических характеристик тонких составных тел на основе точных осесимметричных решений и метода местных притупленных конусов: описание программы / Ю.М. Липницкий, Н.С. Бачманова, В.В. Еремин // Спр.-инф. бюл. ОФАП САПР. – 1981. – Вып. 14, (№ 0397П). – 29 с.

9. Скиба, Г.Г. Метод расчета аэродинамических коэффициентов некоторых объемных тел с произвольным поперечным сечением / Г.Г. Скиба, Б.Н. Федотов // Изв. АН СС.

[К содержанию](#)