

Клементьев В.А., Чикирин А.А., Топорков С.А.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ БОЛЬШИХ НАЧАЛЬНЫХ УГЛАХ АТАКИ

В настоящее время при разработке перспективных образцов авиационной и ракетной техники все чаще приходится встречаться с явлениями, возникающими при неустановившемся движении на больших углах атаки

Известно, что на осесимметричных телах, как оперенных, так и неоперенных, возникает боковая аэродинамическая сила, которая имеет сложный знакопеременный характер в диапазоне углов атаки  $\alpha = 30 \dots 90$  [1].

При демпфировании колебаний летательных аппаратов (ЛА) на больших углах атаки возможно возникновение бокового движения вследствие возникновения нестационарной боковой силы.

Поэтому представляет значительный интерес исследование данного явления.

В общем случае возмущенное движение ЛА является пространственным, так как одновременно происходит изменение параметров, определяющих как продольное движение (угол атаки, угол тангажа, угловая скорость тангажа), так и боковое движение (угол скольжения, угловые скорости крена и рыскания). В тех случаях, когда амплитуды изменения параметров движения ЛА малы, уравнения продольного и бокового движения могут приближенно исследоваться отдельно

Однако, при достаточно больших изменениях параметров движения, разделение уравнений на уравнения продольного и бокового движения начинает приводить к большим ошибкам и необходимо рассмотрение полной системы уравнений пространственного движения.

Решение этих уравнений в случае движения на больших углах атаки затруднено, т.к. аэродинамические силы и моменты зависят как от кинематических параметров движения, так и параметров подобия, зависящих от режима полета.

Для малых углов атаки и скольжения обычно используется представление аэродинамических коэффициентов в виде ряда Тейлора по параметрам движения с сохранением только первых членов этого разложения.

К сожалению, такая математическая модель аэродинамических сил и моментов либо не согласуется с экспериментами в аэродинамических трубах (в частности в случае определения демпфирующих аэродинамических моментов), либо нуждается в подтверждении после проведения соответствующих опытов с моделями ЛА.

С целью определения параметров пространственного (в частности бокового) движения моделей ЛА в аэродинамической трубе Т-1 Самарского государственного аэрокосмического университета была проведена серия экспериментов со свободно падающими моделями ЛА.

Особенность методики эксперимента заключается в том, что одновременно фиксируются два перспективных изображения движущейся модели: в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Кроме того, частота съемки увеличена до 280-320 кадров/с с целью повышения точности эксперимента.

Для проведения эксперимента была разработана экспериментальная установка (рис. 1), которая включает в себя: реперную горизонтальную нить (1), реперную вертикальную нить (2), устройство для сброса моделей (3), сопло аэродинамической трубы с микроманометром (4), блок стабилизированного питания моторов обтюраторов (5), обтюратор с мотором №1 (6), фотоаппарат №1 (7), осветительный прибор с рефлексом (8), блок питания (9), диффузор аэродинамической трубы (10) с закрепленной на ней улавливающей трехслойной сеткой (12), электропроводку (11), обтюратор с мотором №2 и фотоаппарат №2.

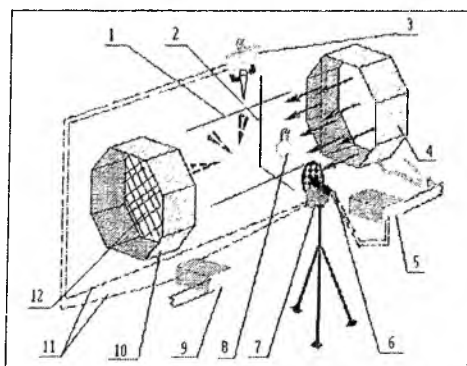


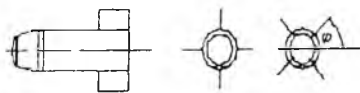
Рисунок 1- Общая схема экспериментальной установки

Принцип действия экспериментальной установки заключается в следующем. После закрепления модели в устройстве для сброса (3) и фокусировки фотоаппарата №1 (7) и фотоаппарата №2 (на рис 1 не показан) в рабочей части аэродинамической трубы осуществляется ее пуск. Через блоки питания (5) подается напряжение на двигатели обтюраторов №1 и №2. Стабилизированный блок питания позволяет плавно изменять частоту вращения обтюраторов. При срабатывании затворов фотоаппаратов на устройство для сброса моделей через гнездо синхронта фотоаппарата №1 с блока питания (9) подается электрический ток (фотоаппарат №1 работает как выключатель устройства для сброса). Силовой соленоид устройства сброса срабатывает, и модель освобождается.

Поскольку при проведении экспериментов использовались два фотоаппарата с двумя обтюраторами, то возникла необходимость согласования их работы между собой. Это особенно важно для обработки результатов экспериментов, т.к. позволяет получать стробоскопические фотоизображения через равные интервалы времени. На рассмотренной выше экспериментальной установке удалось обеспечить согласование по частоте вращения обтюраторных дисков. Однако согласованность по фазе не была достигнута. Поэтому была разработана и испытана принципиально новая схема синхронизации скоростной стробоскопической фотосъемки на базе шаговых двигателей.

Система синхронизированной скоростной стробоскопической фотосъемки на базе шаговых двигателей включает в себя персональный компьютер, плату сопряжения, блок стабилизированного питания моторов обтюраторов, электропроводку, обтюраторные диски, шаговые двигатели.

С целью плавного синхронного разгона двигателей разработана на языках Паскаль и Ассемблер специальная программа управления импульсами тока. Разработана методика определения в связанной системе координат нестационарной боковой силы, действующей на модели ЛА.



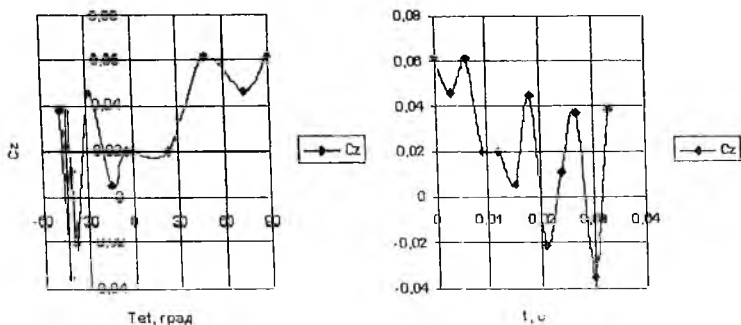


Рис.2 - Экспериментальные зависимости коэффициента боковой силы модели ЛА от угла тангажа  $\vartheta$  и времени ( $\varphi = 0$ )

После контрастной обрисовки контура ЛА и реперных меток в инженерном пакете Auto Cad 2002 определяются истинные значения координат центра масс, углов тангажа  $\vartheta$  и рыскания  $\psi$  с учетом поправок на перспективу. Компоненты мгновенной скорости и ускорения движения центра масс определяются как средние на интервале времени обгортации. Аналогично рассчитываются компоненты угловых скоростей и ускорений: тангажа  $\dot{\vartheta}, \ddot{\vartheta}$  и рыскания  $\dot{\psi}, \ddot{\psi}$  в связанной системе координат. Так как исследованные модели практически не успевали совершить заметное вращение вокруг продольной оси, то угловые скорости и ускорения крена не учитывались при расчете нестационарной боковой силы.

В качестве примера на рис.2 приведены зависимости коэффициента боковой силы  $C_z$ , одной из исследованных моделей компоновок ЛА от угла тангажа  $\vartheta$  и времени  $t$ . Хорошо видно, что при колебательном движении модели с угла  $\vartheta = 90^\circ$  (модель падает носом вниз) пиковые значения коэффициента боковой силы соответствуют пиковым значениям углов тангажа. Знакопеременный характер изменения  $C_z$ , очевидно, связан с развитием несимметричного отрывного течения на корпусе. Эксперименты проводились при скорости потока  $V=32$  м/с. Характерные габаритные размеры модели  $L=0,17$  м,  $D=0,05$  м, масса  $m=0,15$  кг; координата центра тяжести относительно носка  $x=0,065$  м, момент инерции

$$I_x = 3,7 \cdot 10^{-4} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

Обнаруженные особенности изменения боковой силы по углу тангажа и по времени следует принимать во внимание при анализе экспериментальных исследований и моделировании траекторий движения подобных ЛА.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Аэродинамика ракет в 2-х кн. Кн.1. Пер. с англ. // Под ред. М. Хемша, Дж. Нильсена.-М.: Мир. 1989.