

УДК 533.6.011

## ОСОБЕННОСТИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ОТРЫВНОМ ОБТЕКАНИИ В УСЛОВИЯХ НЕУСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ

В.Т. КАЛУГИН, А.Ю. ЛУЦЕНКО, Е.Г. СТОЛЯРОВА

Представлены результаты экспериментальных исследований по определению аэродинамических характеристик тел различных конфигураций при трансзвуковых числах Маха в условиях колебательного движения в зависимости от амплитуд  $\theta_\alpha$  и частот  $f$  колебаний.

**Ключевые слова:** нестационарное обтекание, колебательное движение, гистерезис, аэродинамические характеристики, трансзвуковой поток, амплитуда, частота.

В настоящей работе рассматриваются аэродинамические характеристики отдельных элементов ЛА (корпус, крыло) без учета интерференции. Нестационарные аэродинамические характеристики получены "методом больших амплитуд", в котором модели придают колебательное движение с различными амплитудами  $\theta_\alpha$  и частотами  $f$  и определяют действующие на нее при фиксированном угле атаки "полные" аэродинамические нормальную силу  $Y_\Pi$  и момент тангажа  $M_{z\Pi}$ , зависящие от кинематических параметров  $\alpha$ ,  $\dot{\alpha}$ ,  $\omega_z$ . Аэродинамические характеристики при этом соответствуют мгновенной структуре течения при нестационарном обтекании. Рассмотренные ниже нестационарные характеристики тел получены при трансзвуковых и малых сверхзвуковых скоростях обтекания. Для различных значений амплитуд и частот колебаний их можно использовать для изучения переходных процессов при любых законах движения ЛА.

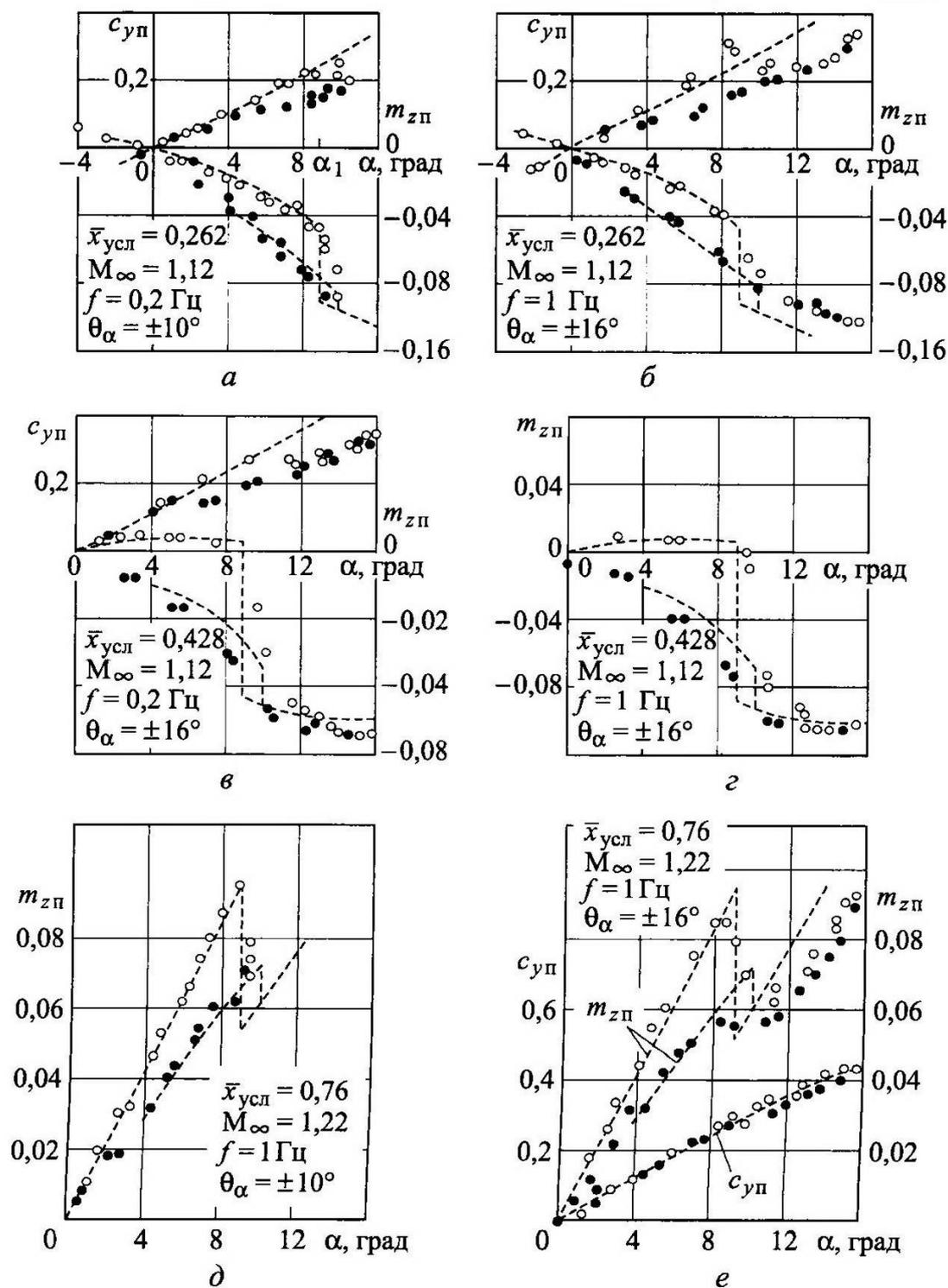
### Корпус летательных аппаратов

В авиационной и ракетно-космической технике находят широкое применение конструкции, выполненные в виде затупленных тел небольшого удлинения с изломом образующей поверхности и различными поперечными сечениями (круглыми, близкими к квадратному или прямоугольному). Это корпуса или отдельные элементы самолетов, вертолетов, противотанковых ракет, космических объектов и т.п. Обтекание таких тел может сопровождаться отрывом потока, что приводит к возникновению ряда специфических особенностей, вызывающих неоднозначность аэродинамических характеристик. Такая особенность обуславливается наличием различных структур течения вблизи поверхности тела и запаздыванием моментов их перестройки. Области гистерезиса аэродинамических характеристик зависят от целого ряда факторов, таких как  $M_\infty$ ,  $Re$ ,  $Sh$ , углы атаки и скольжения.

Влияние на аэродинамику подобных тел оказывает нестационарность обтекания. При неустановившемся движении может произойти трансформация областей неоднозначности аэродинамических характеристик, что необходимо учитывать при проведении аэродинамических расчетов.

На рис. 1 (здесь и далее значками  $\circ$  и  $\bullet$  показаны экспериментальные значения аэродинамических коэффициентов, полученных при колебательном движении в прямом и обратном ходе, соответственно, пунктиром – значения этих коэффициентов в стационарных условиях) для корпуса ЛА, представляющего собой затупленное тело квадратного поперечного сечения с изломом образующей удлинением  $\lambda = b/c = 2,4$  ( $b$  – длина,  $c$  – ширина, равная стороне квадрата) представлены зависимости  $c_{y\Pi}(\alpha) = Y_{y\Pi} / (Sq)$ ,  $m_{z\Pi}(\alpha) = M_{z\Pi} / (Sq b)$  ( $S = c^2$  – характерная площадь,  $q$  – скоростной напор) в условиях, для которых характерна безотрывная устойчивая

структура обтекания при нулевом угле атаки. Моментные характеристики рассчитывались относительно условного центра масс  $x_{усл}$  (далее  $\bar{x}_{усл} = x_{усл} / b$ ). Изменение амплитуды колебаний позволило оценить влияние колебательного движения тела на перестройку структуры течения и его аэродинамические характеристики.



**Рис. 1.** Изменение коэффициентов  $c_{yn}$ ,  $m_{zn}$  в зависимости от угла атаки  $\alpha$  при различных значениях  $\bar{x}_{усл}$ ,  $M_\infty$ ,  $f$  и  $\theta_\alpha$ :  $\circ$  – полученные при колебательном движении в прямом ходе;  $\bullet$  – в обратном ходе; - - - значения этих коэффициентов в стационарных условиях

В работах [1; 2] показано, что при колебательном движении с амплитудой, не превышающей угол атаки перестройки безотрывной структуры обтекания на отрывную ( $|\theta_\alpha| < \alpha_1$ ), структура течения является безотрывной. При этом значения коэффициентов  $m_{zn}$  и  $m_z$  при неустановившемся движении и в стационарных условиях хорошо согласуются между собой. Изменение частоты колебаний в диапазоне  $f = 0,2 \div 2,5$  Гц не сказывается на характере зависимости  $m_{zn} = f(\alpha)$ .

Как показывают результаты данной работы, в случае неустановившегося движения с амплитудой  $|\theta_\alpha| > \alpha_1$  (например, при  $\theta_\alpha = \pm 10^\circ$  – рис. 1а, д) при изменении текущего угла атаки  $\alpha < \alpha_1$ , т.е. при существовании на теле безотрывной структуры течения, значения коэффициентов продольного момента и нормальной силы, полученные при колебаниях тела и в стационарных условиях, практически совпадают. Колебательный процесс обуславливает запаздывание перестройки структуры течения, вследствие чего изменение коэффициента продольного момента  $m_{zn}$ , соответствующего возникновению отрывного течения, происходит при больших углах атаки, чем это наблюдалось в стационарных условиях. Кроме того, изменяются параметры и размеры зон отрыва потока на верхней и нижней поверхностях тела. Это подтверждают зависимости  $c_{yn}(\alpha)$ , которые для рассматриваемых условий обтекания существенно различаются.

При колебательном движении тела перестройка отрывной структуры обтекания на безотрывную происходит при меньших углах атаки. Увеличение частоты колебаний до  $f = 2,5$  Гц не вносит существенных изменений в характер зависимостей  $c_{yn}(\alpha)$ ,  $m_{zn}(\alpha)$ . Также и увеличение амплитуды колебаний до  $\theta_\alpha = \pm 16^\circ$  не вносит существенных изменений (рис. 1б-г, е).

Сопоставляя результаты экспериментальных исследований, полученных для других положений оси вращения  $\bar{x}_{усл} = 0,428; 0,76$ , можно сделать следующий вывод: со смещением  $\bar{x}_{усл}$  к кормовой части тела наблюдается значительная трансформация областей неоднозначности аэродинамических характеристик, в частности, меньше различаются значения коэффициента полной нормальной силы при увеличении и уменьшении угла атаки (рис. 1в-е).

### Крылья малого удлинения

Рассмотрим влияние неустановившегося движения на "полные" аэродинамические характеристики прямоугольного крыла малого удлинения ( $\lambda = l^2 / S \approx 1,0$ ) ( $l$  – размах крыла;  $S$  – площадь крыла) при дозвуковых скоростях.

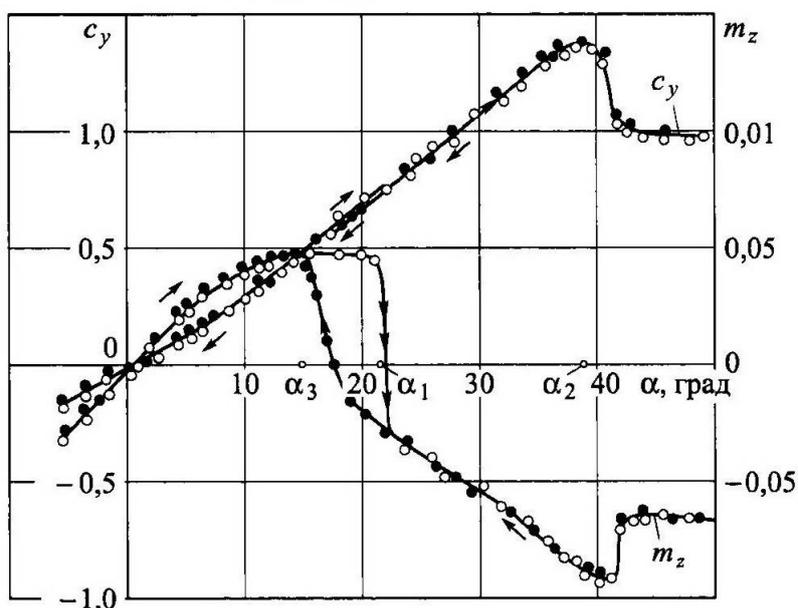
Рабочий диапазон изменения угла атаки при неустановившемся движении связан с особенностями изменения структуры обтекания в стационарных условиях. В нем можно выделить три зоны (рис. 2):

- 1)  $-10^\circ \leq \alpha \leq \alpha_1$  – безотрывное обтекание;
- 2)  $\alpha_1 \leq \alpha \leq \alpha_2$  – сложное отрывное течение при наличии обширной циркуляционной зоны в середине верхней поверхности крыла;
- 3)  $\alpha \geq \alpha_2$  – полное или глубокое срывное обтекание (отрыв потока вдоль передней кромки с образованием застойной зоны в носовой части крыла и возвратного течения на остальной его части).

Углу  $\alpha_3$ , показанному на рис. 2, в условиях установившегося движения крыла соответствует момент перестройки отрывного течения на безотрывное при обратном ходе.

Исходя из этого, влияние неустановившегося движения на аэродинамическую силу и момент крыла исследовали при различных амплитудах и частотах колебаний для тех углов атаки, где структура обтекания однозначная. При сложной структуре обтекания крыла колебания исследовали при одной амплитуде во всем диапазоне углов атаки. Такой выбор условий динамического эксперимента позволил выявить влияние неустановившегося движения на аэродинамические характеристики крыла при различных структурах обтекания. Чтобы исключить возмож-

ные влияния числа  $Re$  на аэродинамические характеристики крыла, силу и момент тангажа в стационарных условиях и при неустановившемся движении определяли при одном и том же числе  $Re \approx 1,01 \cdot 10^6$ .

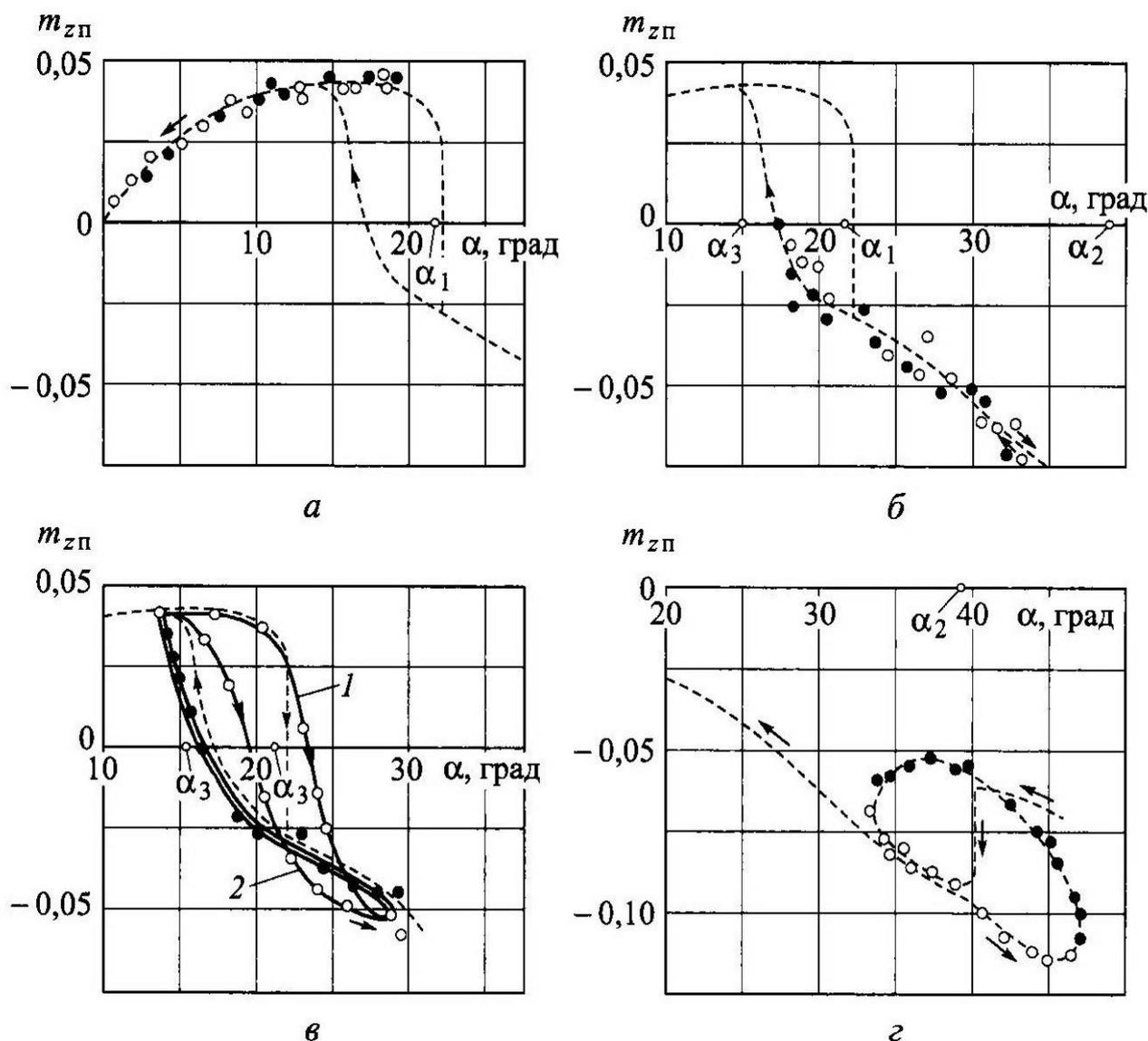


**Рис. 2.** Изменение коэффициентов нормальной силы  $c_y$  и момента тангажа  $m_z$  в зависимости от угла атаки  $\alpha$  при стационарном обтекании

В частности, на рис. 3а в случае, когда колебания происходят в диапазоне углов атаки с однозначной структурой течения, значения  $m_{zn}(\alpha, \omega_z, \dot{\omega}_z)$  при неустановившемся движении и в стационарных условиях хорошо согласуются между собой, причем как при увеличении ( $\dot{\alpha} > 0$ ), так и при уменьшении ( $\dot{\alpha} < 0$ ) угла атаки.

В тех случаях, когда изменение угла атаки происходит в диапазоне  $\alpha_3 \leq \alpha \leq \alpha_1$  и амплитуда колебаний достигает углов перестройки структур течения, появляется неоднозначность в изменении аэродинамических характеристик, обусловленная неустойчивостью структур обтекания при углах, близких к  $\alpha_3$ .

Рассмотрим изменение коэффициента  $m_{zn}$  для крыла при его колебаниях в диапазоне углов атаки  $14^\circ \leq \alpha \leq 29^\circ$ , показанное на рис. 3в. Переход от безотрывного типа течения к сложному вихревому с обширной циркуляционной зоной в середине крыла происходит при увеличении угла атаки ( $\dot{\alpha} > 0$ ) в интервале  $24^\circ \dots 24,5^\circ$  скачкообразно. При уменьшении угла атаки ( $\dot{\alpha} < 0$ ) сокращение циркуляционной зоны происходит постепенно. Если при стационарных условиях (статическая характеристика) переход от отрывного обтекания к безотрывному наблюдается при  $\alpha \approx 15^\circ$ , то при неустановившемся движении ( $\dot{\alpha} < 0$ ) циркуляционная зона еще сохраняется в носовой части корневых сечений крыла при  $\alpha \approx 14,2^\circ \dots 14,6^\circ$ . Это указывает на затягивание существования отрывной структуры течения в условиях неустановившегося движения. Моменту перестройки соответствует угол атаки  $\alpha \approx 14^\circ$ . Конкретное значение угла  $\alpha_3$  при неустановившемся движении определяется случайными факторами. Вследствие этого структура обтекания крыла на следующем периоде колебаний ( $\dot{\alpha} > 0$ ) будет определяться в основном типом течения (отрывное или безотрывное) при уменьшении угла  $\alpha$  предыдущего периода.

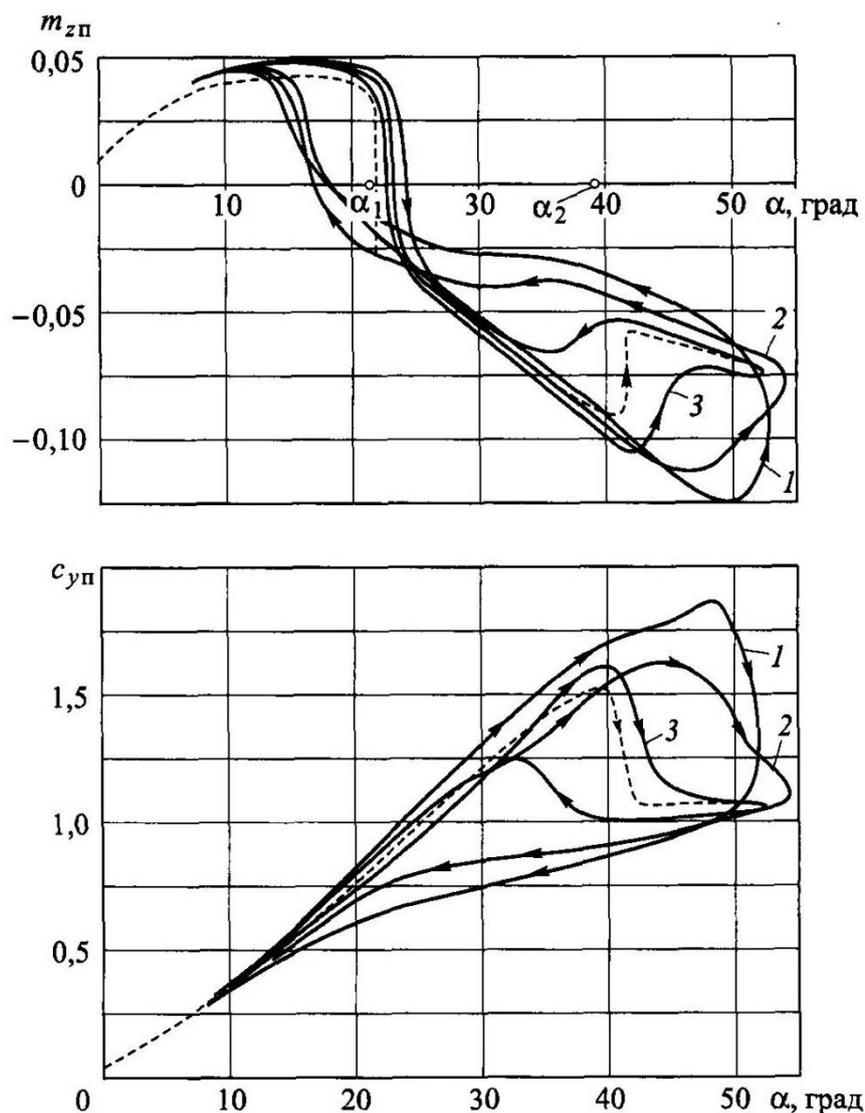


**Рис. 3.** Изменение коэффициента  $m_{zп}$  от угла атаки при различных амплитудах колебаний ( $f = 1,5$  Гц)

В случае разрушения циркуляционной зоны в момент ( $\alpha_{min} = 14^\circ$ ), приводящего к безотрывному обтеканию крыла, последующее увеличение угла атаки ( $\dot{\alpha} > 0$ ) будет сопровождаться безотрывным течением (кривая 1, рис. 3в).

Следствием неоднозначности структуры течения для определенного угла атаки при неустановившемся движении является несовпадение значений аэродинамических коэффициентов в некотором диапазоне углов (кривая 2, рис. 3в), а значит, возникновение двух гистерезисных петель.

Влияние частоты колебаний на аэродинамические характеристики крыла малого удлинения, когда амплитуда колебаний захватывает две или три различные структуры течения, представлено на рис. 4.



**Рис. 4.** Изменение коэффициентов  $c_{yп}$  и  $m_{zп}$  от угла атаки  $\alpha$  при частоте колебаний  $f = 0,1$  (1),  $0,5$  (2) и  $1,0$  (3)

С ростом частоты колебаний (при фиксированном угле атаки) наблюдается образование и расширение гистерезисных петель в окрестности углов  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ , где происходит изменение структуры течения, а также затягивание по углам атаки режима со сложным отрывным течением при прямом ходе ( $\dot{\alpha} > 0$ ) и сохранение режима полного отрыва практически до углов атаки, соответствующих безотрывному обтеканию при обратном ходе ( $\dot{\alpha} < 0$ ). Таким образом, при  $\dot{\alpha} < 0$  можно найти такую частоту колебаний  $f > 1$  Гц, при которой могут существовать только два режима обтекания.

### Крыло сложной формы в плане

Исследования влияния неустановившегося движения на аэродинамические характеристики крыла сложной формы в плане (стреловидное крыло с наплывом) проводилось в двух фиксированных диапазонах изменения углов атаки ( $-8^\circ \leq \alpha \leq 23^\circ$ ;  $0 \leq \alpha \leq 33^\circ$ ) при частоте колебаний  $f = 0,1 \div 1,0$  Гц и амплитуде  $\theta_\alpha = 13^\circ \dots 16^\circ$ . Первый диапазон углов атаки соответствует полно-

стью устойчивой вихревой структуре. Второй диапазон углов атаки включает в себя различные режимы обтекания крыла от устойчивой вихревой структуры при малых углах атаки до режимов, где наблюдается полное разрушение вихревых жгутов над верхней поверхностью крыла.

Как видно из приведенных на рис. 5а данных, в случае колебаний с амплитудами, которые не превышают углы  $\alpha_1$ , результаты динамических испытаний с частотой  $f=0,2\div 1,0$  Гц хорошо согласуются с данными статических испытаний. При этом результаты при прямом ( $\dot{\alpha} > 0$ ) и обратном ( $\dot{\alpha} < 0$ ) ходах весьма близки между собой.

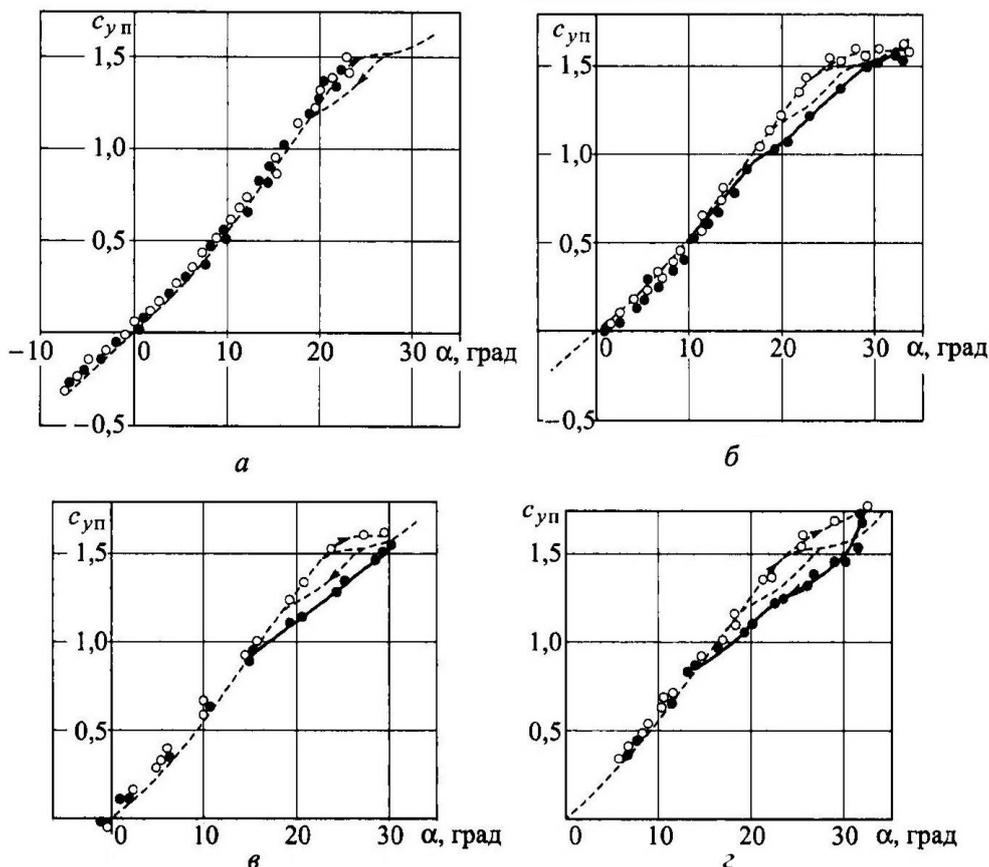


Рис. 5. Зависимость коэффициента полной нормальной силы от угла атаки:

а – безотрывное обтекание;

б – в условиях перестройки течения при частоте колебаний  $f = 0,1$ ;

в – в условиях перестройки течения при частоте колебаний  $f = 0,5$ ;

г – в условиях перестройки течения при частоте колебаний  $f = 1,0$

Совершенно иная картина наблюдается тогда, когда угол атаки превышает угол перестройки структуры обтекания, т.е. при  $\alpha > \alpha_1$  (рис. 5б-г). В этом случае при неустановившемся движении наблюдается заметная трансформация зависимости  $c_{yn} = f(\alpha)$  по сравнению с  $c_y = f(\alpha)$ , полученной при стационарном обтекании. При этом с ростом частоты колебаний имеет место существенное расширение гистерезисной петли в зависимости  $c_{yn} = f(\alpha)$ . Это связано с тем, что при неустановившемся движении крыла вдоль передней кромки наплыва возникает дополнительное отрывное течение, приводящее к увеличению интенсивности вихревой пелены, а значит, к затягиванию начала разрушения вихревого жгута в окрестности задней кромки и возникновению отрывного течения, по своим характеристикам отличающегося от течения в стационарных условиях. Дополнительным доказательством этого могут служить результаты динамического эксперимента при угле атаки, максимальном в процессе эксперимента,

когда угловая скорость равна нулю ( $\omega_z = 0$ ). В этом случае (рис. 5г) коэффициент полной нормальной силы заметно отличается от статического коэффициента. При обратном изменении угла атаки ( $\dot{\alpha} < 0$ ) восстановление устойчивой вихревой структуры происходит при гораздо меньших углах атаки, чем в условиях стационарного обтекания.

На основе проведения сравнительной оценки аэродинамических характеристик корпуса и крыла ЛА при наличии неустановившегося движения можно сделать некоторые обобщенные выводы. При обтекании тел в диапазоне параметров, где произошла перестройка структур течения, возникают аэродинамические силы и моменты, коренным образом отличающиеся от тех, которые были получены в стационарных условиях. Определяющими параметрами, от которых зависят "полные" аэродинамические нормальная сила и момент в диапазоне углов атаки, соответствующих отрывным режимам обтекания, являются амплитуда и частота колебаний, а также положение условного центра масс.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Влияние колебательных движений на аэродинамические характеристики тел в условиях гистерезисного обтекания // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2000. - С. 113-120.

2. Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Гистерезисные явления при обтекании затупленных тел в трансзвуковом потоке // Космонавтика и ракетостроение. - 2009. - Вып. 1(54). - С. 79-93.

#### PECULIARITIES IN THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AIRCRAFTS IN CONDITIONS OF UNSTEADY SEPARATED FLOW

Kalugin V.T., Lutsenko A.Y., Stolyarova E.G.

Results of experimental determination of aerodynamic characteristics of different bodies at transonic Mach numbers of forward flows in conditions of oscillatory mode of motion with multiple amplitudes  $\theta_\alpha$  and frequencies  $f$  are given.

**Key words:** unsteady flow, oscillatory mode of motion, hysteresis, aerodynamic characteristics, transonic flow, amplitude, frequency.

#### Сведения об авторах

**Калугин Владимир Тимофеевич**, 1949 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1972), доктор технических наук, профессор кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 300 научных работ, область научных интересов – аэродинамика струйных и отрывных течений, проектирование органов управления полетом.

**Луценко Александр Юрьевич**, 1964 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэрогазодинамика струйных и отрывных течений.

**Столярова Елена Глебовна**, окончила МАИ им. С. Орджоникидзе (1971), кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 60 научных работ, область научных интересов – нестационарная аэродинамика, отрывные и струйные течения.