

Нестационарные составляющие коэффициентов нормальной силы и момента тангажа самолета, обусловленные горизонтальным оперением

М. А. Захаров.

*Проводится сравнительный анализ нестационарных составляющих $C_{y_{*z.o.}}$, $m_{z_{*z.o.}}$ (обусловленных горизонтальным оперением, линейно зависящих от производной угла атаки по времени $\dot{\alpha}$) для различных случаев относительного обдува самолета: при движении самолета (в полете) и при движении воздуха относительно неподвижного (а также вращающегося) самолета (например, в аэротрубе на установке с возможностью периодического изменения направления потока). Определены действительный и расчетный (стационарный) углы атаки и угол скоса потока на горизонтальном оперении. Текущий угол скоса потока на горизонтальном оперении содержит угол стационарного скоса и угол, пропорциональный $\dot{\alpha}$. При определении суммарных нестационарных составляющих на указанной установке, возникает методическая погрешность, обусловленная различием значений $C_{y_{*z.o.}}$, $m_{z_{*z.o.}}$ для движущегося и неподвижного самолетов.*

В настоящее время в авиационной науке большое внимание уделяется проблемам повышения маневренности самолётов, совершающих движение на больших и сверхбольших углах атаки α , где решающее значение имеют режимы со значительными изменениями угла атаки (с большими значениями первой производной угла атаки по времени $\dot{\alpha}$). При этом для прогнозирования и анализа полетов разрабатываются и уточняются математические модели аэродинамических характеристик самолетов. Основное усилие разработок направлено на определение и совершенствование описания характеристик продольного движения с учетом отрывного обтекания крыла [1...3]. Явление нестационарности угла атаки, помимо перераспределения аэродинамических сил самолета, вызывает также изменение его момента тангажа. Поэтому сегодня на первый план выдвигаются вопросы определения суммарных нестационарных составляющих (а также их составных частей) коэффициентов нормальной силы C_y и момента тангажа m_z . В состав суммарных нестационарных составляющих входят [3]: составляющие, соответствующие структуре отрывного обтекания $C_{y_{c.o.}}$, $m_{z_{c.o.}}$ (косвенно зависящие от $\dot{\alpha}$), и составляющие, не зависящие от структуры отрывного обтекания C_{y_*} , m_{z_*} (линейно зависящие от $\dot{\alpha}$). К последним непосредственно относятся составляющие, обусловленные изменением угла скоса потока на горизонтальном оперении (ГО) самолета, $C_{y_{*r.o.}}$, $m_{z_{*r.o.}}$. Указанные составляющие известны давно [4, 5]. Имеющаяся литература по данной теме (в том числе [6...9]) недостаточно полно описывает явления происхождения структуры

$C_{y*_{Г.о.}}, m_{z*_{Г.о.}}$. Дополнительный анализ мотивирован также тем, что суммарные нестационарные составляющие определяют [10, 11] экспериментально в аэродинамических трубах, на установках с периодическим поворотом всего потока, набегающего на неподвижную модель (самолет). Настоящая работа представляет собой более подробное теоретическое исследование по вопросу составляющих $C_{y*_{Г.о.}}, m_{z*_{Г.о.}}$ и показывает, что, при определении суммарных нестационарных составляющих на установках с периодическим поворотом потока, возникает погрешность, обусловленная отличием значений $C_{y*_{Г.о.}}, m_{z*_{Г.о.}}$ для условий движения самолета в неподвижном воздухе и для условий движения воздуха, обдувающего неподвижный самолет.

Как известно [4...9] условия обтекания воздушным потоком ГО отличаются от условий обтекания крыла. Скорость воздушного потока, обтекающего оперение, вследствие влияния частей самолета, стоящих перед оперением, будет отличаться как по величине, так и по направлению от скорости невозмущенного потока (скорости полета).

Пусть: \mathbf{V} – вектор относительной скорости невозмущенного потока на крыле (скорости потока относительно самолета), V – модуль этого вектора. $\mathbf{V}_{Г.о.}$ – вектор относительной скорости потока на ГО (скорости потока относительно самолета), $V_{Г.о.}$ – модуль этого вектора (см. рис.1); α – угол атаки крыла, φ – угол отклонения стабилизатора, $L_{Г.о.}$ – плечо ГО, равное длине проекции на продольную ось самолета отрезка, соединяющего центр масс (ЦМ) самолета и фокус F (центр давления) ГО, $\alpha_{Г.о.}$ – угол атаки ГО, ε – угол скоса потока в области ГО, $\alpha_{пр\ Г.о.}$ – промежуточный угол атаки горизонтального оперения (угол между вектором $\mathbf{V}_{Г.о.}$ и хордой крыла).

Возникновение скоса и торможения потока за крылом объясняется [5, 7] тем, что сбегаящие с крыла жгуты воздушных вихрей дают в зоне ГО направленные (относительно самолета) вниз и в направлении крыла индуцированные воздушные скорости, которые, складываясь с вектором невозмущенного потока \mathbf{V} , дают некоторое суммарное значение вектора скорости $\mathbf{V}_{Г.о.}$ в зоне ГО.

Из рис.1 следует, что

$$\alpha_{Г.о.} = \varphi + \alpha - \varepsilon; \tag{1}$$

$$\alpha_{пр\ Г.о.} = \alpha - \varepsilon. \tag{2}$$

Для малых углов атаки

$$-5^\circ < \alpha < 10^\circ \tag{3}$$

можно считать [6]:

$$V_{Г.о.} = \sqrt{K_{Г.о.}} \cdot V, \tag{4}$$

где: $K_{Г.о.}$ – коэффициент торможения потока в области ГО, равный [6] $K_{Г.о.} \approx 0,7 \dots 0,95$.

Величина угла скоса потока ε зависит от формы крыла в плане, места расположения ГО относительно крыла, числа M полета, угла атаки α и производной $\dot{\alpha}$ [4...9]. При этом можно предположить:

$$\varepsilon = \varepsilon_c(\alpha) + \varepsilon(\dot{\alpha}), \quad (5)$$

где: $\varepsilon_c(\alpha)$ – составляющая угла скоса потока при стационарном относительном обдуве самолёта, зависящая от α (угол стационарного скоса потока; здесь и далее индекс “с” присвоен параметрам стационарного режима); $\varepsilon(\dot{\alpha})$ – составляющая угла скоса потока, зависящая от $\dot{\alpha}$.

При стационарном обдуве самолета (при неизменности угла атаки α) $\dot{\alpha} = 0$, и имеет место отклонение направления вектора $\mathbf{V}_{г.о.} = \mathbf{V}_{с.г.о.}$ от вектора $\mathbf{V} = \mathbf{V}_c$ на угол ε_c . Угол стационарного скоса ε_c составляет [5...7] единицы градусов и обычно может быть аппроксимирован [6...9] линейной функцией от α :

$$\varepsilon_c(\alpha) = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha \cdot \alpha, \quad (6)$$

где: ε_0 – угол стационарного скоса при угле атаки равном нулю, ε^α – производная ε_c по углу атаки:

$$\varepsilon^\alpha = \frac{d\varepsilon_c}{d\alpha}. \quad (7)$$

Для большинства практических случаев [6] производная ε^α находится в пределах:

$$0 < \varepsilon^\alpha < 1. \quad (8)$$

При стационарном режиме относительного обдува подразумевают наличие установившихся неизменных во времени относительных потоков (соответственно неизменных векторов \mathbf{V}_c и $\mathbf{V}_{с.г.о.}$) и обычно не интересуются процессами задания этого режима. Как для обеспечения стационарного, так и для другого определенного режима относительного обдува, необходимо во времени задавать мгновенное значение вектора относительной скорости потока на крыле $\mathbf{V}(t)$ (соответственно модуль мгновенной скорости $V(t)$ и мгновенный угол атаки $\alpha(t)$). Рассматривая мгновенные векторы потоков на крыле $\mathbf{V}(t)$ и горизонтальном оперении $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ в качестве соответственно входного и выходного сигналов системы управления, полагаем в дальнейшем, что модуль $V(t) = \text{const}$ (и задан ранее). Любой закон изменения относительного обдува задается только законом изменения угла атаки $\alpha(t)$. При этом для удобства исследования можно считать, что стационарный режим обеспечивается при ступенчатом изменении угла атаки (входное воздействие – ступенчатое изменение угла атаки [5]). На рис. 2а показан процесс ступенчатого изменения угла атаки крыла для получения двух стационарных промежуточных углов атаки на ГО. При этом первая

ступень составляет величину α_1 при ($t < 0$ $\alpha = 0$), вторая ступень - α_2 . В условиях (3) относительное перемещение ($L_{г.о.}$) воздушного потока от крыла до ГО происходит за промежуток времени T . Поэтому углы $\alpha_{д.пр.с.г.о.}(\alpha)$, $\varepsilon_c(\alpha)$ (соответственно вектор $\mathbf{V}_{г.о.}$) устанавливаются через интервал времени T с момента задания угла α . С учетом (4) имеем [6]:

$$T \cong \frac{L_{г.о.}}{V \cdot \sqrt{K_{г.о.}}} \quad (9)$$

Рассмотрим подробнее процесс установления промежуточного угла атаки ($\alpha_{пр.г.о.}$) ГО для условий (3).

Пусть самолет с хвостовым ГО движется в полете плоскопараллельно (угловая скорость тангажа самолета $\omega_z = 0$) в неподвижном воздухе. При $t < 0$ угол атаки крыла равен нулю, и промежуточный угол атаки ГО в соответствии с (2), (6): $\alpha_{д.пр.г.о.}(t < 0) = \alpha(t < 0) - \varepsilon(t < 0) = -\varepsilon_0$ (см. рис. 2б; индекс “д” присвоен параметрам движущегося самолета). В момент $t=0$ получают приращение угла атаки α_1 одновременно крыло и хвостовое оперение, и угол $\alpha_{д.пр.г.о.} = \alpha_1 - \varepsilon_0$ удерживается в течение промежутка времени T (см. рис. 2б). В момент $t=T$ горизонтальное оперение приблизится к воздушным вихрям от крыла, и на ГО появляется вектор воздушной скорости от вихрей, направленный вниз относительно самолета. Соответственно вектор $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ отклоняется от вектора $\mathbf{V}_c(t)$. И после момента $t=T$ значение $\alpha_{д.пр.с.г.о.}$ устанавливается (в соответствии с (2)):

$$\alpha_{д1.пр.с.г.о.} = \alpha_1 - \varepsilon_c(\alpha_1). \quad (10)$$

В некоторый момент времени $t_a > T$ изменяется входное воздействие (появляется скачок угла атаки), так что $\alpha(t) = \alpha_2$. Одновременно угол $\alpha_{д.пр.г.о.}(t)$ увеличивается скачком до величины $\alpha_2 - \varepsilon_c(\alpha_1)$; угол скоса “запаздывает” и соответствует предыдущему значению угла атаки (α_1). Лишь в момент $t = t_a + T$ хвостовое оперение приблизится к новому вихревому жгуту, и появится новый угол скоса $\varepsilon_c(\alpha_2)$, так что при $t \geq t_a + T$ стационарный промежуточный угол ГО:

$$\alpha_{д2.пр.с.г.о.} = \alpha_2 - \varepsilon_c(\alpha_2). \quad (11)$$

Рассмотрим процессы установления угла атаки ГО в аэродинамической трубе с набегающим и изменяющим направление (угол атаки) потоком воздуха на неподвижный самолет. При $t < 0$, аналогично рис. 2б, промежуточный угол атаки ГО имеет значение $\alpha_{н.пр.г.о.}(t < 0) = -\varepsilon_0$. Индекс “н” присвоен параметрам неподвижного самолета (см. рис. 2в, где показано изменение угла $\alpha_{н.пр.г.о.}(t)$). В момент времени $t=0$ фронт потока с информацией о входном векторе $\mathbf{V}_c(t)$ (с уг-

лом атаки α_1) начинает действовать только на крыле. Через время T указанный фронт потока достигает ГО. Появится и установится вектор $\mathbf{V}_{\text{Г.О.}}$ с промежуточным углом атаки ГО $\alpha_{\text{н1.пр.с.г.о.}}$, одинаковым с (10). В момент t_a , несмотря на то, что угол атаки изменился, угол $\alpha_{\text{н.пр.г.о.}}$ не меняется. И только в момент $t = t_a + T$ поток от крыла с новым углом атаки и новым углом скоса достигнет ГО, после чего стационарный промежуточный угол атаки ГО ($\alpha_{\text{н2.пр.с.г.о.}}$) будет одинаковым с (11).

Рассмотрим процессы установления угла атаки на ГО в аэродинамической трубе с набегающим (и не изменяющим направление) потоком воздуха с вращающейся моделью (самолетом) относительно неподвижной оси Z (точки ЦМ). Можно сказать, что возникающий угол атаки связан со скоростью вращения $\dot{\alpha} = \omega_z$. Угол атаки задается изменением угла тангажа Θ , и процессы установления угла атаки ГО соответствуют рис.2б (т.е. процессам установления для движущегося самолета). Разница лишь заключается в том, что появление нового угла скоса вызвано не приближением ГО самолета к новому вихревому жгуту, а приближением фронта потока (с новым вихревым жгутом) к ГО. Поэтому, в дальнейшем, параметры процессов с набегающим (и не изменяющим направление) потоком и вращающимся самолетом будем относить к параметрам движущегося самолета (с индексом “д”).

Таким образом, в соответствии с (2) промежуточный угол атаки ГО в момент времени t определяется разностью между углом атаки и стационарным углом скоса. Причем для движущегося самолета угол атаки соответствует моменту t , а угол скоса соответствует значению угла атаки в момент $t - T$:

$$\alpha_{\text{д.пр.г.о.}}(t) = \alpha(t) - \varepsilon_c[\alpha(t - T)]. \quad (12)$$

Для неподвижного самолета угол атаки и угол скоса соответствуют углу атаки крыла в момент $t - T$:

$$\alpha_{\text{н.пр.г.о.}}(t) = \alpha(t - T) - \varepsilon_c[\alpha(t - T)]. \quad (13)$$

Перейдем к рассмотрению нестационарного режима относительного обдува самолета. По-прежнему считаем, что значения модулей \mathbf{V} и $\mathbf{V}_{\text{Г.О.}}$ – постоянны. Так что вектор $\mathbf{V}(t)$ определяется только значением угла $\alpha(t)$, а вектор $\mathbf{V}_{\text{Г.О.}}(t)$ – значениями $\alpha(t)$ и $\varepsilon(t)$. Пусть угол атаки изменяется по произвольному закону $\alpha(t)$. В рассматриваемом диапазоне изменения угла атаки (в соответствующем временном диапазоне: от начального момента ($t_{\text{нач}}$) до конечного ($t_{\text{кон}}$)) производная $\dot{\alpha} > 0$.

Обратимся к графику $\alpha(t)$ движущегося самолета (см. рис. 3). Пусть точка А соответствует моменту времени $t - T$, при котором угол атаки равен $\alpha - \alpha_T$. (α_T – приращение функции $\alpha(t)$)

от момента $t - T$ до момента t). Точка В соответствует моменту времени t , где угол атаки равен α . Поскольку угол скоса запаздывает на время T и соответствует углу атаки $\alpha - \alpha_T$, то (на основании (12)), отложив отрезок $BC = \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T)$, получим $CD = \alpha_{\text{д.пр. г.о.}}(t)$, т.е.:

$$\alpha_{\text{д.пр. г.о.}}(t) = \alpha - \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T) \quad (14)$$

В момент t будем сравнивать (см. рис.3) углы атаки ГО нестационарного ($\dot{\alpha} > 0$) и стационарного ($\dot{\alpha} = 0$) режимов (при одинаковых углах атаки крыла). Используем расчетные векторы стационарных скоростей $\mathbf{V}_c(t)$ и $\mathbf{V}_{\text{г.о.}}(t)$. Мгновенные векторы $\mathbf{V}_c(t)$ и $\mathbf{V}(t)$ должны быть равны. Соответственно должны быть равны углы атаки:

$$\alpha_c = \alpha. \quad (15)$$

При этом необходимо, чтобы (в момент времени не позднее чем $t - T$) подействовало скачкообразное изменение угла атаки (от нулевого значения) EFG, проходящее через точку В. Тогда в момент времени t промежуточный угол атаки ГО стационарного режима определится аналогично (10), (11) отрезком $HD = \alpha_{\text{д.пр. с г.о.}}$:

$$\alpha_{\text{д.пр. с г.о.}}(t) = \alpha - \varepsilon_c(\alpha). \quad (16)$$

Аналогичные рассуждения можно провести для точек графика $\alpha(t)$, где $t_{\text{нач}} + T \leq t \leq t_{\text{кон}}$, и построить графики функций $\alpha_{\text{д.пр. г.о.}}(t)$ и $\alpha_{\text{д.пр. с г.о.}}(t)$.

Отметим также, что:

$$\alpha(t) = \alpha; \quad (17)$$

$$\alpha(t - T) = \alpha - \alpha_T, \quad (18)$$

Разложение в ряд Тейлора функции $\alpha(t - T)$ в окрестности точки t (при учете (17), (18) и ограничении ряда слагаемым, включающим $\ddot{\alpha}$ – вторую производную угла атаки по времени) дает:

$$\alpha_T = \dot{\alpha} \cdot T - \frac{\ddot{\alpha}}{2} \cdot T^2. \quad (19)$$

Принимая во внимание, что $T > 0$ – малая величина (сотые доли секунды), и второй член выражения (19) – малая величина второго порядка, принимаем:

$$\alpha_T = \dot{\alpha} \cdot T. \quad (20)$$

На рис.4 (в соответствии с рис.1) покажем расположение мгновенных действительных векторов скоростей $\mathbf{V}(t - T)$, $\mathbf{V}(t)$ и $\mathbf{V}_{\text{г.о.}}(t)$ по отношению к угловым параметрам ГО для любого режима относительного обдува. Для этого, от линии, параллельной хорде крыла, отложим против часовой стрелки угол α и отметим вектор $\mathbf{V}(t)$. Отмерим от вектора $\mathbf{V}(t)$ угол α_T по часовой

стрелке и получим вектор $\mathbf{V}(t - T)$. Вектор $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ смещен по часовой стрелке от вектора $\mathbf{V}(t)$ на текущий угол скоса $\varepsilon(t)$.

Стационарное задание вектора $\mathbf{V}_c(t)$ обуславливает в момент t присутствие расчетного вектора $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ с угловыми параметрами $\varepsilon_c(\alpha)$ и $\alpha_{пр.с.г.о.}(\alpha)$. На рис. 4 вектор $\mathbf{V}_c(t)$ совпадает с вектором $\mathbf{V}(t)$, а вектор $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ отстоит от вектора $\mathbf{V}_c(t)$ на угол $\varepsilon_c(\alpha)$. Угол между векторами $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ и $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ обозначим $\delta\alpha_{г.о.}$.

Таким образом, из рис.4 для момента времени t ($t_{нач} + T \leq t \leq t_{кон}$) и при любом относительном обдуве можно определить два угла атаки ГО: действительный (между вектором $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ и хордой ГО)

$$\alpha_{г.о.}(t) = \varphi + \alpha_{пр.г.о.}(t) \quad (21)$$

и расчетный (между вектором $\mathbf{V}_{с.г.о.}(t)$ и хордой ГО)

$$\alpha_{с.г.о.}(t) = \varphi + \alpha_{пр.с.г.о.}(t). \quad (22)$$

Разность между действительным и расчетным углами атаки ГО из (21), (22) составит:

$$\delta\alpha_{г.о.} = \alpha_{г.о.}(t) - \alpha_{с.г.о.}(t) = \alpha_{пр.г.о.}(t) - \alpha_{пр.с.г.о.}(t). \quad (23)$$

Из рис.4, с учетом (14), (20), можно определить текущий угол скоса потока в данный момент времени t для движущегося самолета:

$$\begin{aligned} \varepsilon_d(t) &= \alpha - \alpha_{д.пр.г.о.}(t) = \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T) = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha(\alpha - \alpha_T) = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha\alpha - \varepsilon^\alpha\alpha_T = \\ &= \varepsilon_c(\alpha) - \varepsilon^\alpha\alpha_T = \varepsilon_c(\alpha) - \varepsilon^\alpha \cdot \dot{\alpha} \cdot T. \end{aligned} \quad (24)$$

Выражение (24) отвечает предположению (5).

Разность между действительным и расчётным углами атаки ГО из (23) с учетом (6), (14), (16) для движущегося самолета в момент t составит:

$$\begin{aligned} \delta\alpha_{д.г.о.} &= \alpha_{д.пр.г.о.}(t) - \alpha_{д.пр.с.г.о.}(t) = \varepsilon_c(\alpha) - \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T) = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha \cdot \alpha - \varepsilon_0 - \varepsilon^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_T) = \\ &= \varepsilon^\alpha \cdot \alpha_T. \end{aligned} \quad (25)$$

После подстановки (9) и (20)

$$\delta\alpha_{д.г.о.} = \varepsilon^\alpha \cdot \dot{\alpha} \cdot T = \varepsilon^\alpha \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{L_{г.о.}}{V \cdot \sqrt{K_{г.о.}}}. \quad (26)$$

Возвратимся к наблюдению изменения углового положения вектора $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ при изменении угла атаки и $\dot{\alpha} > 0$ для неподвижного самолета (см. график изменения $\alpha(t)$ на рис. 5). Здесь точки А и В принадлежат соответственно моментам $t - T$ (с углом атаки $\alpha - \alpha_T$) и t (с углом атаки α). Из (13) с учетом (18) имеем:

$$\alpha_{н.пр.г.о.}(t) = \alpha - \alpha_T - \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T); \quad (27)$$

т.е. отложив $BD = \alpha_T + \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T)$, находим $DE = \alpha_{н.пр.г.о.}(t)$.

Промежуточный угол атаки ГО стационарного режима определяется точкой F и находится аналогично (16):

$$\alpha_{н.пр.с.г.о.}(t) = \alpha - \varepsilon_c(\alpha). \quad (28)$$

Распространяем рассуждения для точек графика $\alpha(t)$, где $t_{нач} + T \leq t \leq t_{кон}$, и строим графики функций $\alpha_{н.пр.г.о.}(t)$ и $\alpha_{н.пр.с.г.о.}(t)$. Из рис. 5 с учетом (6), (20), (27) определяем текущий угол скоса потока для неподвижного самолета:

$$\begin{aligned} \varepsilon_n(t) &= \alpha - \alpha_{н.пр.г.о.}(t) = \alpha_T + \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T) = \alpha_T + \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_T) = \\ &= \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha \cdot \alpha + \alpha_T \cdot (1 - \varepsilon^\alpha) = \varepsilon_c(\alpha) + \dot{\alpha} \cdot T \cdot (1 - \varepsilon^\alpha). \end{aligned} \quad (29)$$

Выражение (29) также отвечает (5).

Из (9), (20), (23), (27), (28) разность между действительным и расчетными углами атаки ГО для неподвижного самолета:

$$\begin{aligned} \delta\alpha_{н.г.о.} &= \alpha_{н.пр.г.о.}(t) - \alpha_{н.пр.с.г.о.}(t) = \varepsilon_c(\alpha) - \alpha_T - \varepsilon_c(\alpha - \alpha_T) = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha \cdot \alpha - \alpha_T - \varepsilon_0 - \\ &- \varepsilon^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_T) = -\alpha_T \cdot (1 - \varepsilon^\alpha) = -\dot{\alpha} \cdot T \cdot (1 - \varepsilon^\alpha) = -(1 - \varepsilon^\alpha) \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{L_{г.о.}}{V \cdot \sqrt{K_{г.о.}}}. \end{aligned} \quad (30)$$

Для условий (3) дополнительная подъемная сила ГО (направленная нормально к продольной оси самолета), обусловленная изменением угла скоса потока на ГО [6].

$$\Delta Y_{аг.о.} \cong C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}} \cdot \delta\alpha_{г.о.} \cdot S_{г.о.} \cdot K_{г.о.} \cdot q. \quad (31)$$

где: $C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}}$ – аэродинамическая производная коэффициента подъемной силы ГО, взятая при

$\alpha_{г.о.} = \varphi$; $S_{г.о.}$ – площадь ГО; q – скоростной напор потока, набегающего на крыло.

После подстановки (26), (30) в (31) имеем:

$$\Delta Y_{а д.г.о.} = C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}} \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{L_{г.о.} \cdot \varepsilon^\alpha}{V} \cdot S_{г.о.} \cdot \sqrt{K_{г.о.}} \cdot q. \quad (32)$$

$$\Delta Y_{а н.г.о.} = -C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}} \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{L_{г.о.} \cdot (1 - \varepsilon^\alpha)}{V} \cdot S_{г.о.} \cdot \sqrt{K_{г.о.}} \cdot q. \quad (33)$$

Соответственно нестационарная составляющая коэффициента нормальной силы самолета, обусловленная запаздыванием потока на горизонтальном оперении:

$$C_{y^*_{г.о.}} = \frac{\Delta Y_{аг.о.}}{q \cdot S}; \quad (34)$$

$$C_{y^*_{дг.о.}} = C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}} \cdot \frac{L_{г.о.} \cdot \varepsilon^\alpha}{V} \cdot \sqrt{K_{г.о.}} \cdot \frac{S_{г.о.}}{S} \cdot \dot{\alpha}; \quad (35)$$

$$C_{y^*_{нг.о.}} = -C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}} \cdot \frac{L_{г.о.} \cdot (1 - \varepsilon^\alpha)}{V} \cdot \sqrt{K_{г.о.}} \cdot \frac{S_{г.о.}}{S} \cdot \dot{\alpha}. \quad (36)$$

Видно, что дополнительная подъемная сила горизонтального оперения $\Delta Y_{a \text{ н.г.о.}}$ и соответствующая составляющая $C_{y^* \text{ н.г.о.}}$ для большинства практических случаев (8) – отрицательные при $\dot{\alpha} > 0$. Дополнительный момент тангажа, обусловленный дополнительной силой для нормальной схемы самолета [6]:

$$\Delta M_{z_{\text{г.о.}}} = -\Delta Y_{a \text{ г.о.}} \cdot L_{\text{г.о.}} ; \quad (37)$$

$$\Delta M_{z_{\text{дг.о.}}} = -C_{y_{a \text{ г.о.}}^{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{L_{\text{г.о.}}^2 \cdot \varepsilon^{\alpha}}{V} \cdot S_{\text{г.о.}} \cdot \sqrt{K_{\text{г.о.}}} \cdot q ; \quad (38)$$

$$\Delta M_{z_{\text{н.г.о.}}} = C_{y_{a \text{ г.о.}}^{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{L_{\text{г.о.}}^2 \cdot (1 - \varepsilon^{\alpha})}{V} \cdot S_{\text{г.о.}} \cdot \sqrt{K_{\text{г.о.}}} \cdot q . \quad (39)$$

Таким образом, для большинства практических случаев (8) дополнительный момент тангажа неподвижного самолета – положительный и при росте угла α способствует увеличению $\dot{\alpha}$ (т.е. направлен противоположно демпфирующему моменту).

Поделив выражение (37) на $S \cdot q \cdot b_A$ (где: b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла, S – площадь крыла), получим [6] нестационарную составляющую коэффициента момента тангажа, обусловленную ГО

$$m_{z^* \text{ г.о.}} = \frac{-Y_{a \text{ г.о.}} \cdot L_{\text{г.о.}}}{S \cdot q \cdot b_A} ; \quad (40)$$

$$m_{z^* \text{ дг.о.}} = -C_{y_{a \text{ г.о.}}^{\alpha}} \cdot \frac{L_{\text{г.о.}}^2 \cdot \varepsilon^{\alpha} \cdot S_{\text{г.о.}} \cdot \sqrt{K_{\text{г.о.}}}}{V \cdot S \cdot b_A} \cdot \dot{\alpha} ; \quad (41)$$

$$m_{z^* \text{ н.г.о.}} = C_{y_{a \text{ г.о.}}^{\alpha}} \cdot \frac{L_{\text{г.о.}}^2 \cdot (1 - \varepsilon^{\alpha}) \cdot S_{\text{г.о.}} \cdot \sqrt{K_{\text{г.о.}}}}{V \cdot S \cdot b_A} \cdot \dot{\alpha} . \quad (42)$$

Если принять во внимание, что

$$C_{y^* \text{ г.о.}} = C_{y^* \text{ г.о.}}^{\bar{\alpha}} \cdot \bar{\alpha} ; \quad (43)$$

$$m_{z^* \text{ г.о.}} = m_{z^* \text{ г.о.}}^{\bar{\alpha}} \cdot \bar{\alpha} , \quad (44)$$

где: $\bar{\alpha}$ – безразмерная производная угла атаки, $C_{y^* \text{ г.о.}}^{\bar{\alpha}}$, $m_{z^* \text{ г.о.}}^{\bar{\alpha}}$ – безразмерные нестационарные производные, обусловленные ГО, (со звездочками) соответственно коэффициентов нормальной силы ГО и момента тангажа самолета,

$$\bar{\alpha} = \frac{b_A}{V} \cdot \dot{\alpha} , \quad (45)$$

то из выражений (35), (36), (41) – (45) имеем:

$$C_{y^* \text{ дг.о.}}^{\bar{\alpha}} = C_{y_{a \text{ г.о.}}^{\alpha}} \cdot \frac{L_{\text{г.о.}} \cdot \varepsilon^{\alpha} \cdot S_{\text{г.о.}} \cdot \sqrt{K_{\text{г.о.}}}}{b_A \cdot S} ; \quad (46)$$

$$C_{y^*H_{\Gamma.o.}}^{\bar{\alpha}} = -C_{ya_{\Gamma.o.}}^{\alpha_{\Gamma.o.}} \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot (1 - \varepsilon^\alpha) \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \sqrt{K_{\Gamma.o.}}}{b_A \cdot S}; \quad (47)$$

$$m_{z^*H_{\Gamma.o.}}^{\bar{\alpha}} = -C_{ya_{\Gamma.o.}}^{\alpha_{\Gamma.o.}} \cdot \frac{L_{\Gamma.o.}^2 \cdot \varepsilon^\alpha \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \sqrt{K_{\Gamma.o.}}}{S \cdot b_A^2}; \quad (48)$$

$$m_{z^*H_{\Gamma.o.}}^{\bar{\alpha}} = C_{ya_{\Gamma.o.}}^{\alpha_{\Gamma.o.}} \cdot \frac{L_{\Gamma.o.}^2 \cdot (1 - \varepsilon^\alpha) \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \sqrt{K_{\Gamma.o.}}}{S \cdot b_A^2}. \quad (49)$$

Итак, на основании изложенного, видно, что разные условия относительного обдува вызывают различие в определении нестационарных составляющих, обусловленных ГО. Поскольку истинными аэродинамическими коэффициентами и их составляющими являются те, которые проявляются в полете (т.е. для движущегося самолета), то при определении суммарных нестационарных составляющих коэффициента нормальной силы и момента тангажа самолета с хвостовым оперением (в условиях (3)) на установке с периодическим поворотом потока может быть внесена методическая ошибка соответственно равная:

– для суммарных нестационарных составляющих из (35), (36), (41), (42):

$$\Delta C_y = C_{y^*H_{\Gamma.o.}} - C_{y^*H_{\Gamma.o.}} = -C_{ya_{\Gamma.o.}}^{\alpha_{\Gamma.o.}} \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \sqrt{K_{\Gamma.o.}}}{V \cdot S} \cdot \dot{\alpha}; \quad (50)$$

$$\Delta m_z = m_{z^*H_{\Gamma.o.}} - m_{z^*H_{\Gamma.o.}} = C_{ya_{\Gamma.o.}}^{\alpha_{\Gamma.o.}} \cdot \frac{L_{\Gamma.o.}^2 \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \sqrt{K_{\Gamma.o.}}}{V \cdot S \cdot b_A} \cdot \dot{\alpha}, \quad (51)$$

– для безразмерных суммарных нестационарных производных из (46) – (49):

$$\Delta C_y^{\bar{\alpha}} = C_{y^*H_{\Gamma.o.}}^{\bar{\alpha}} - C_{y^*H_{\Gamma.o.}}^{\bar{\alpha}} = -C_{ya_{\Gamma.o.}}^{\alpha_{\Gamma.o.}} \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \sqrt{K_{\Gamma.o.}}}{b_A \cdot S}; \quad (52)$$

$$\Delta m_z^{\bar{\alpha}} = m_{z^*H_{\Gamma.o.}}^{\bar{\alpha}} - m_{z^*H_{\Gamma.o.}}^{\bar{\alpha}} = C_{ya_{\Gamma.o.}}^{\alpha_{\Gamma.o.}} \cdot \frac{L_{\Gamma.o.}^2 \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \sqrt{K_{\Gamma.o.}}}{S \cdot b_A^2}. \quad (53)$$

Для нахождения значений безразмерных вращательных производных $C_y^{\bar{\omega}_z}$ и $m_z^{\bar{\omega}_z}$, используют [10] результаты измерений комплексов вращательных и суммарных нестационарных производных $(C_y^{\bar{\omega}_z} + C_y^{\bar{\alpha}})$, $(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}})$. Измерение комплексов проводят в аэротрубе с потоком, набегающим на вращающуюся модель (самолет) и не изменяющим направление. Как указано ранее, эти условия измерений соответствуют условиям движущегося самолета, т.е. указанные комплексы определяются безошибочно. Однако при разделении комплексов и нахождении вращательных производных используется [10, 12] информация по суммарным нестационарным производным $C_y^{\bar{\alpha}}$, $m_z^{\bar{\alpha}}$, полученная с указанной методической ошибкой.

Таким образом, после разделения комплексов найденные значения вращательных производных также содержат ошибки (определенные для $C_y^{\bar{\alpha}}$, $m_z^{\bar{\alpha}}$ из (52), (53), но с противоположным знаком):

$$\Delta C_{y\bar{\omega}_z} = C_{y\alpha_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}} \cdot \frac{L_{г.о.} \cdot S_{г.о.} \cdot \sqrt{K_{г.о.}}}{b_A \cdot S}; \quad (54)$$

$$\Delta m_{z\bar{\omega}_z} = -C_{y\alpha_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}} \cdot \frac{L_{г.о.}^2 \cdot S_{г.о.} \cdot \sqrt{K_{г.о.}}}{S \cdot b_A^2}. \quad (55)$$

Поэтому при работе, для исключения рассмотренных ошибок, необходимо вводить соответствующие поправки.

Рассмотрим нестационарные составляющие, обусловленные горизонтальным хвостовым оперением в расширенном диапазоне углов атаки: $90^\circ \geq \alpha \geq 10^\circ$, $-5^\circ \geq \alpha \geq -90^\circ$.

Полагаем, что при обдуве с большими углами атаки вихревые жгуты от крыла не попадают на горизонтальное оперение и поток без искривления и помех достигает горизонтального оперения. Поэтому считаем:

$$K_{г.о.} \cong 1; \quad \varepsilon_c \cong 0; \quad \varepsilon^\alpha \cong 0. \quad (56)$$

Так что из (35), (41), (56) следует, что для движущегося самолета нестационарные составляющие, обусловленные ГО, равны нулю. Составляющие для неподвижного самолета $(C_{y^{*H_{г.о.}}}, m_{z^{*H_{г.о.}}})$ не равны нулю. Поэтому переходим к их рассмотрению.

Выводы относительно рис. 3, 4 сохраняются. Допустим, что в момент времени $t_1 = t - T$ угол атаки

$$\alpha_1 = \alpha - \alpha_T, \quad (57)$$

(см. рис. 6) и фронт A_1B_1 потока воздуха с вектором скорости $\mathbf{V}(t - T)$ проходит через точку ЦМ крыла. В общем потоке выделим линию B_1F , имеющую направление вектора $\mathbf{V}(t - T)$ и проходящую через фокус F (центр давления) горизонтального оперения. При этом, в связи со значительной длиной $L_{г.о.}$ по сравнению с перепадом высот точек ЦМ и F , считаем, что хорда крыла проходит через точку F .

Очевидно:

$$B_1F = L_{г.о.} \cdot \cos \alpha_1 = L_{г.о.} \cdot \cos(\alpha - \alpha_T). \quad (58)$$

После момента t_1 фронт потока A_1B_1 движется по направлению вектора $\mathbf{V}(t - T)$, а угол атаки увеличивается. Через промежуток времени T (в момент $t_2 = t_1 + T = t$) указанный фронт достигнет фокуса F (пройдя расстояние B_1F), а угол атаки крыла (см. рис. 7) будет

$$\alpha_2 = \alpha_1 + \alpha_T = \alpha. \quad (59)$$

Таким образом, в момент времени $t_2 = t$ на горизонтальном оперении будет действовать поток с вектором $\mathbf{V}_{г.о.}(t) = \mathbf{V}(t - T)$, а на крыле поток с вектором $\mathbf{V}(t)$. Причем вектор $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$ отстоит от вектора $\mathbf{V}(t)$ на угол α_T . Определим интервал времени T (с учетом (58)):

$$T = \frac{B_1 F}{V} = \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \cos(\alpha - \alpha_T) = \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot (\cos \alpha \cdot \cos \alpha_T + \sin \alpha \cdot \sin \alpha_T). \quad (60)$$

Поскольку в выражении (20) T – малая величина, $\dot{\alpha} \leq 5$, то считаем малой величиной также α_T . Тогда: $\cos \alpha_T \cong 1$, $\sin \alpha_T \cong \alpha_T$, и с учетом (20):

$$T = \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \cos(\alpha + \alpha_T \cdot \sin \alpha) = \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot (\cos \alpha + \dot{\alpha} \cdot T \cdot \sin \alpha). \quad (61)$$

Считая (61) уравнением относительно T , находим:

$$T = \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \frac{\cos \alpha}{1 - \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \dot{\alpha} \cdot \sin \alpha}. \quad (62)$$

Помножим числитель и знаменатель (62) на $\left(1 + \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \dot{\alpha} \cdot \sin \alpha\right)$. Затем, в полученном знаменателе, пренебрежем квадратом малой величины $\left(\frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \dot{\alpha} \cdot \sin \alpha\right)^2$ (по сравнению с единицей):

$$T = \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \cos \alpha \left(1 + \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \dot{\alpha} \cdot \sin \alpha\right). \quad (63)$$

Таким образом, текущий угол скоса потока (между векторами $\mathbf{V}(t)$ и $\mathbf{V}_{г.о.}(t)$) в соответствии с изложенным и с (29), (56), (63):

$$\varepsilon_H(t) = \dot{\alpha} \cdot T = \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \cos \alpha \cdot \left[\dot{\alpha} + \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot (\dot{\alpha})^2 \cdot \sin \alpha\right], \quad (64)$$

и разность между действительным углом атаки горизонтального оперения (обусловленным увеличивающимся углом атаки крыла) и расчетным (обусловленным неизменным углом атаки крыла) в соответствии с (20), (30), (56), (63).

$$\delta \alpha_{H_{г.о.}} = -\dot{\alpha} \cdot T = -\frac{L_{г.о.}}{V} \cdot \cos \alpha \cdot \left[\dot{\alpha} + \frac{L_{г.о.}}{V} \cdot (\dot{\alpha})^2 \cdot \sin \alpha\right]. \quad (65)$$

Дополнительная подъемная сила горизонтального оперения, направленная нормально к продольной оси самолета, обусловленная изменением угла скоса потока на ГО:

$$\begin{aligned} \Delta Y_{aH_{г.о.}} &= K_{г.о.} \cdot q \cdot S_{г.о.} \cdot \delta \alpha_{H_{г.о.}} \cdot \left[C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}}(\alpha_{г.о.}) \cdot \cos \alpha + C_{xa_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}}(\alpha_{г.о.}) \cdot \sin \alpha \right] = \\ &= K_{г.о.} \cdot q \cdot S_{г.о.} \cdot \delta \alpha_{H_{г.о.}} \cdot f_c(\alpha + \varphi), \end{aligned} \quad (66)$$

где: $C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}}(\alpha_{г.о.})$, $C_{xa_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}}(\alpha_{г.о.})$ – аэродинамические производные горизонтального оперения, соответственно коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления (для данного угла атаки горизонтального оперения $\alpha_{г.о.} = \alpha + \varphi$). $f_c(\alpha + \varphi)$ – функция от $(\alpha + \varphi)$:

$$f_c(\alpha + \varphi) = C_{ya_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}}(\alpha_{г.о.}) \cdot \cos \alpha + C_{xa_{г.о.}}^{\alpha_{г.о.}}(\alpha_{г.о.}) \cdot \sin \alpha. \quad (67)$$

Из (66) с учетом (56), (65) имеем:

$$\Delta Y_{aH_{\Gamma.o.}} = -q \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.}}{V} \cdot \cos \alpha \cdot \left[\dot{\alpha} + \frac{L_{\Gamma.o.}}{V} \cdot (\dot{\alpha})^2 \cdot \sin \alpha \right]. \quad (68)$$

Соответственно нестационарная составляющая коэффициента нормальной силы самолета, обусловленная изменением угла скоса потока на ГО:

$$C_{y^*H_{\Gamma.o.}} = \frac{\Delta Y_{aH_{\Gamma.o.}}}{q \cdot S} = -f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.}}{V} \cdot \frac{S_{\Gamma.o.}}{S} \cdot \cos \alpha \cdot \left[\dot{\alpha} + \frac{L_{\Gamma.o.}}{V} \cdot (\dot{\alpha})^2 \cdot \sin \alpha \right]. \quad (69)$$

Дополнительный момент тангажа, обусловленный этой дополнительной силой для нормальной схемы самолета:

$$\Delta M_{z_{\Gamma.o.}} = -\Delta Y_{aH_{\Gamma.o.}} \cdot L_{\Gamma.o.} = q \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.}^2}{V} \cdot \cos \alpha \cdot \left[\dot{\alpha} + \frac{L_{\Gamma.o.}}{V} \cdot (\dot{\alpha})^2 \cdot \sin \alpha \right]. \quad (70)$$

Делим (70) на $S \cdot q \cdot b_A$ и находим нестационарную составляющую коэффициента момента тангажа, обусловленную горизонтальным оперением:

$$m_{z^*H_{\Gamma.o.}} = f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \cos \alpha}{V \cdot S \cdot b_A} \cdot \left[\dot{\alpha} + \frac{L_{\Gamma.o.}}{V} \cdot (\dot{\alpha})^2 \cdot \sin \alpha \right]. \quad (71)$$

Пренебрегая слагаемым, включающим квадрат производной из (43)-(45), (69), (71) находим безразмерные нестационарные производные, обусловленные горизонтальным оперением, (со звездочками) соответственно коэффициентов нормальной силы и момента тангажа неподвижного самолета.

$$C_{y^*H_{\Gamma.o.}}^{\ddot{\alpha}} = -f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \cos \alpha}{b_A \cdot S}; \quad (72)$$

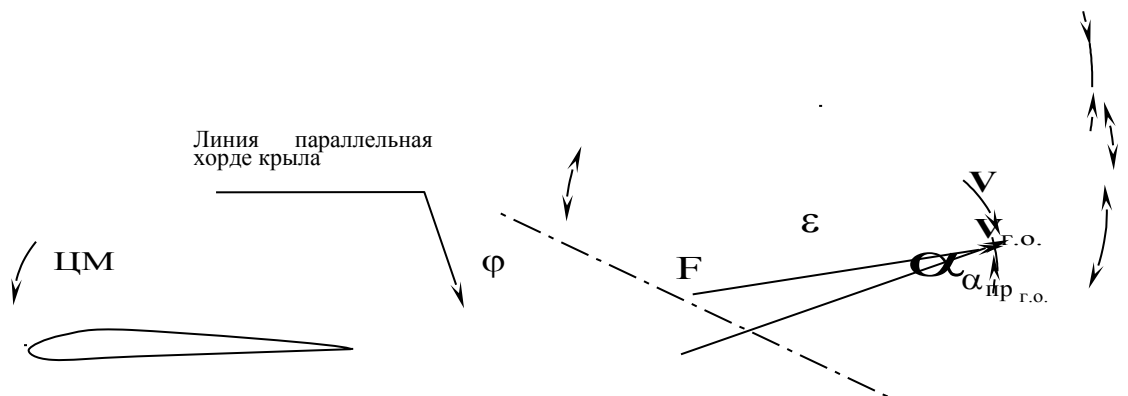
$$m_{z^*H_{\Gamma.o.}}^{\ddot{\alpha}} = f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \cos \alpha}{S \cdot b_A^2}. \quad (73)$$

Таким образом, при определении суммарных нестационарных составляющих коэффициента нормальной силы и момента тангажа самолета с хвостовым оперением на больших углах атаки на установке с поворотом потока может быть внесена ошибка соответственно равная:

$$\Delta C_y^{\ddot{\alpha}} = C_{y^*H_{\Gamma.o.}}^{\ddot{\alpha}} - C_{y^*D_{\Gamma.o.}}^{\ddot{\alpha}} = -f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \cos \alpha}{b_A \cdot S}; \quad (74)$$

$$\Delta m_z^{\ddot{\alpha}} = m_{z^*H_{\Gamma.o.}}^{\ddot{\alpha}} - m_{z^*D_{\Gamma.o.}}^{\ddot{\alpha}} = f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{\Gamma.o.} \cdot S_{\Gamma.o.} \cdot \cos \alpha}{S \cdot b_A^2}. \quad (75)$$

Поэтому необходимо вводить соответствующие поправки.



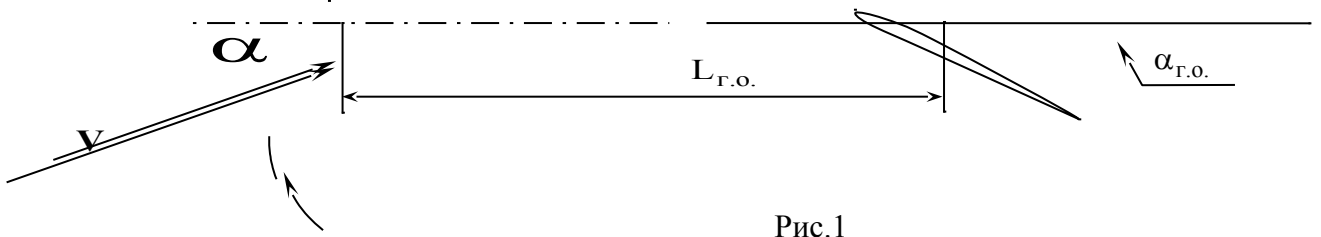


Рис.1

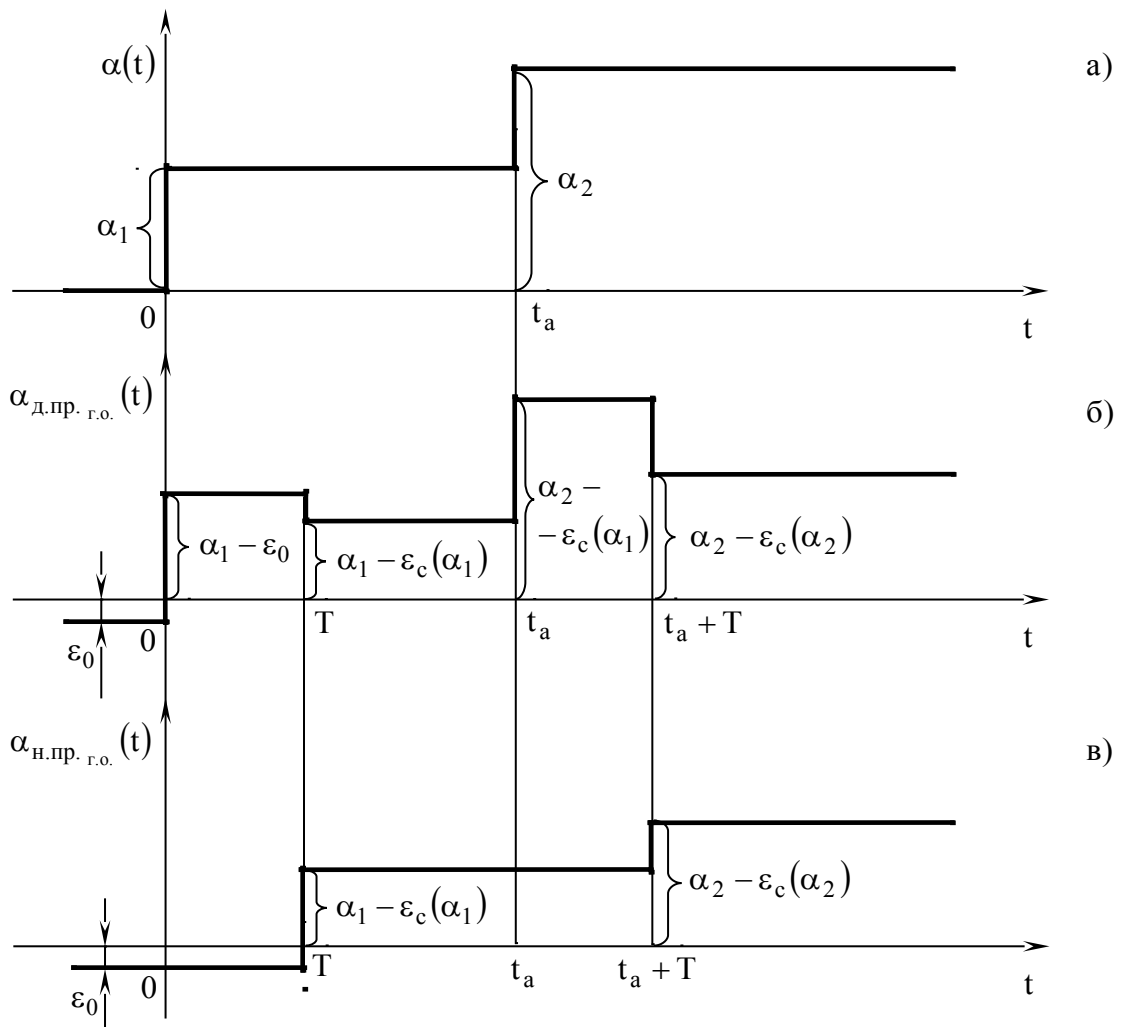


Рис.2

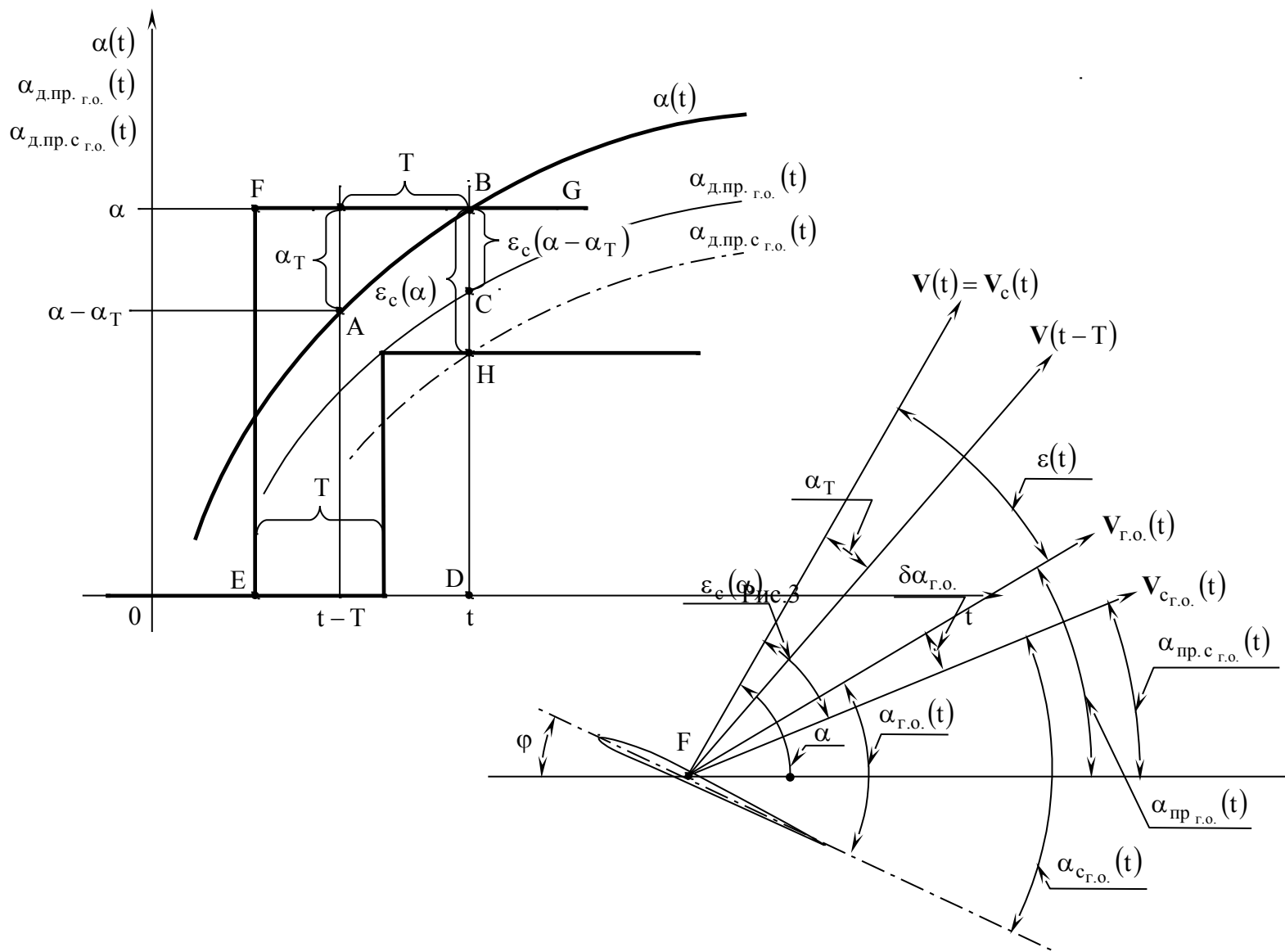


Рис. 4

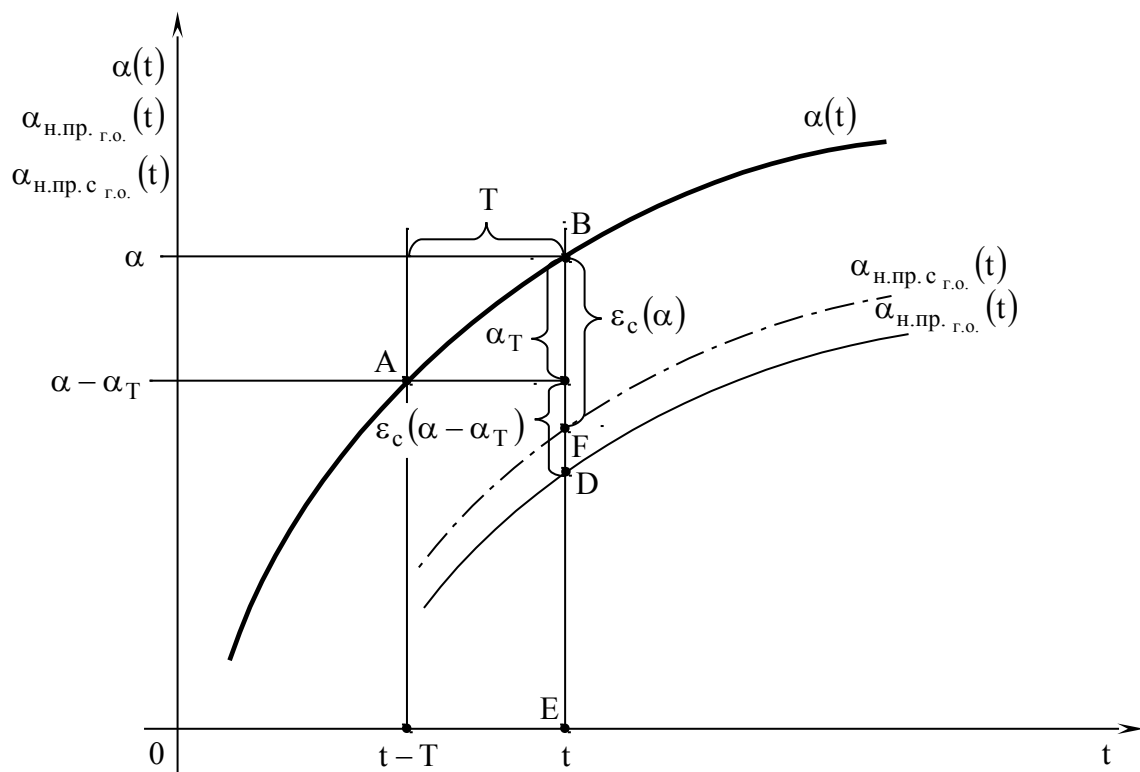


Рис. 5

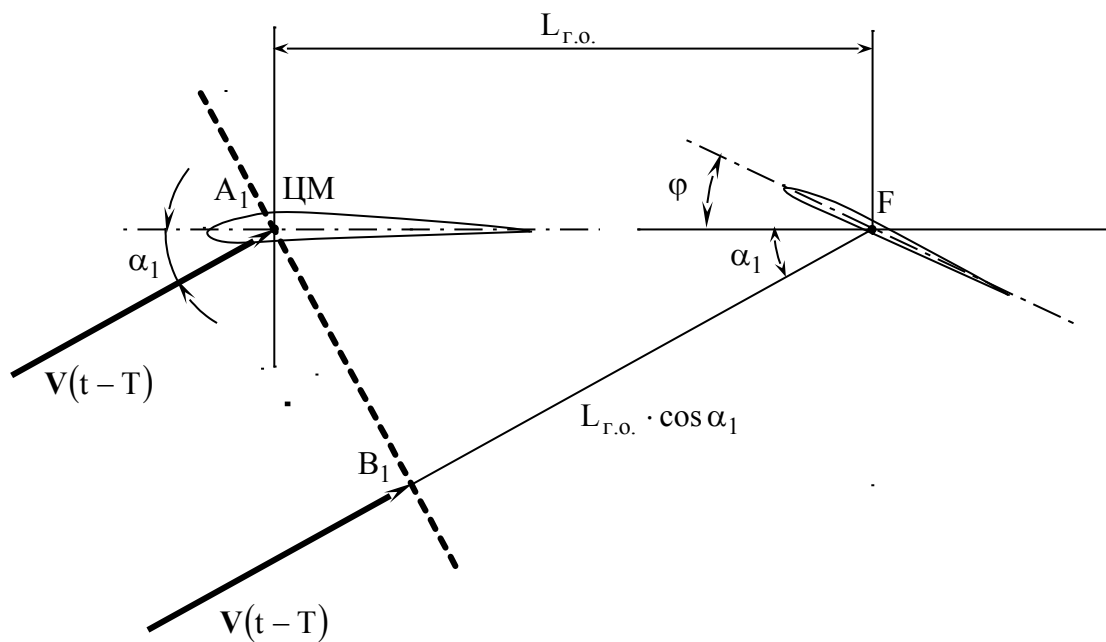


Рис. 6

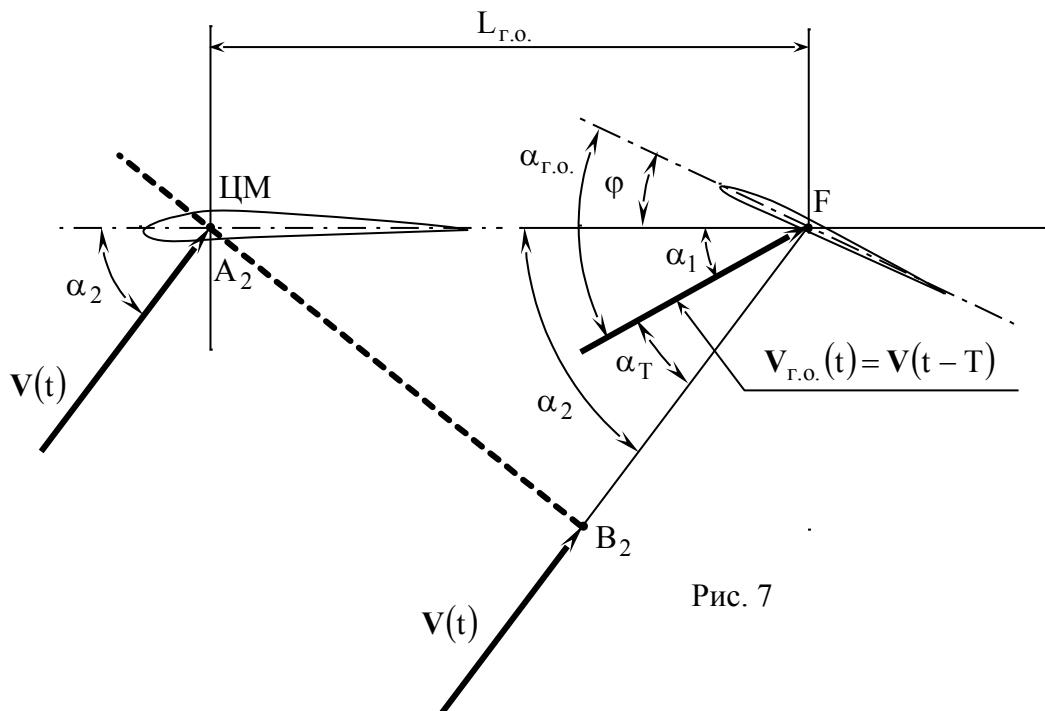


Рис. 7

Заключение

Представлено исследование нестационарных составляющих аэродинамических коэффициентов нормальной силы и момента тангажа, обусловленных ГО.

Образование указанных составляющих определяется процессами установления вектора ($\mathbf{V}_{Г.о.}$) - относительной скорости потока воздуха на ГО. При этом изменяется вектор (\mathbf{V}) относительной скорости потока на крыле. При постоянных модулях этих векторов образование указанных составляющих обусловлено процессами установления угла атаки ГО ($\alpha_{Г.о.}$) при изменении угла атаки крыла (α). В данной работе принято последнее условие, и рассмотрены процессы установления угла атаки ГО в следующих случаях относительного обдува самолета:

1. Движение самолета относительно неподвижного воздуха (в полете; при этом параметры самолета обозначены индексом “д”).
 2. Движение потока воздуха (с изменяющимся направлением) относительно неподвижного самолета (при этом параметры обозначены индексом “н”).
 3. Движение потока воздуха (без изменения направления) относительно вращающегося самолета.
- Процессы установления угла атаки ГО в п.3 математически описываются одинаково с процессами установления по п.1.

Промежуточный угол атаки ГО ($\alpha_{\text{пр.г.о.}}$) в момент t определяется разностью между углом атаки и стационарным углом скоса (ε_c). Причем для движущегося самолета угол атаки соответствует моменту t , а угол скоса значению угла атаки в момент $t-T$:

$$\alpha_{\text{д.пр.г.о.}}(t) = \alpha(t) - \varepsilon_c [\alpha(t-T)].$$

Для неподвижного самолета угол атаки и угол скоса соответствуют углу атаки в момент $t-T$:

$$\alpha_{\text{н.пр.г.о.}}(t) = \alpha(t-T) - \varepsilon_c [\alpha(t-T)].$$

Промежуточный угол атаки ГО стационарного режима в момент t :

$$\alpha_{\text{пр.с.г.о.}}(t) = \alpha(t) - \varepsilon_c (\alpha(t)).$$

Показано, что текущий угол скоса потока на ГО ($\varepsilon(t)$) содержит угол стационарного скоса и угол, пропорциональный $\dot{\alpha}$:

$$\varepsilon_{\text{д}}(t) = \varepsilon_c(\alpha) - \varepsilon^\alpha \cdot \dot{\alpha} \cdot T;$$

$$\varepsilon_{\text{н}}(t) = \varepsilon_c(\alpha) + (1 - \varepsilon^\alpha) \cdot \dot{\alpha} \cdot T.$$

Разность между действительным и расчетным (стационарным) углами атаки ГО ($\delta\alpha_{\text{г.о.}}$) равна разности между промежуточными углами атаки ГО: действительным $\alpha_{\text{пр.г.о.}}(t)$ и расчетным (стационарным) $\alpha_{\text{пр.с.г.о.}}(t)$. Она составляет:

- для движущегося самолета

$$\delta\alpha_{\text{д.г.о.}} = \varepsilon^\alpha \cdot \dot{\alpha} \cdot T,$$

- для неподвижного самолета

$$\delta\alpha_{\text{н.г.о.}} = -(1 - \varepsilon^\alpha) \cdot \dot{\alpha} \cdot T.$$

Указанная разность $\delta\alpha_{\text{г.о.}}$ вызывает появление дополнительной подъемной силы ГО, которая для малых углов атаки направлена нормально к продольной оси самолета и увеличивается пропорционально $\dot{\alpha}$. Эта сила также вызывает дополнительный момент тангажа. Таким образом, появляются нестационарные составляющие $C_{y*_{\text{г.о.}}}$ и $m_{z*_{\text{г.о.}}}$, обусловленные ГО.

Причем нестационарные производные, обусловленные ГО, зависят от условий относительно го обдува. Так разница безразмерных нестационарных производных, обусловленных ГО, (при малых углах атаки) для условий неподвижного и движущегося самолета, составляет

$$\Delta C_{y\dot{\alpha}} = C_{y\dot{\alpha}H_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} - C_{y\dot{\alpha}L_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} = -C_{y\dot{\alpha}L_{Г.о.}}^{\alpha_{Г.о.}} \cdot \frac{L_{Г.о.} \cdot S_{Г.о.} \cdot \sqrt{K_{Г.о.}}}{b_A \cdot S},$$

$$\Delta m_{z\dot{\alpha}} = m_{z\dot{\alpha}H_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} - m_{z\dot{\alpha}L_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} = C_{y\dot{\alpha}L_{Г.о.}}^{\alpha_{Г.о.}} \cdot \frac{L_{Г.о.}^2 \cdot S_{Г.о.} \cdot \sqrt{K_{Г.о.}}}{S \cdot b_A^2}.$$

Следовательно, в аэродинамической трубе на установке, с набегающим (и периодически меняющим направление) на неподвижную модель (самолет) потоком, при определении суммарных нестационарных производных $C_{y\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}}$ и $m_{z\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}}$ (при малых углах атаки) имеется методическая ошибка, численно равная указанной разнице ($\Delta C_{y\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}}$ и $\Delta m_{z\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}}$). Поэтому при работе с этой установкой необходимо вводить соответствующие поправки.

На больших углах атаки разница безразмерных нестационарных производных, обусловленных ГО, для условий неподвижного и движущегося самолета, численно равная методической ошибке при определении суммарных нестационарных производных в аэродинамической трубе, составляет:

$$\Delta C_{y\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}} = C_{y\dot{\alpha}H_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} - C_{y\dot{\alpha}L_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} = -f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{Г.о.} \cdot S_{Г.о.} \cdot \cos \alpha}{b_A \cdot S},$$

$$\Delta m_{z\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}} = m_{z\dot{\alpha}H_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} - m_{z\dot{\alpha}L_{Г.о.}}^{\bar{\alpha}} = f_c(\alpha + \varphi) \cdot \frac{L_{Г.о.}^2 \cdot S_{Г.о.} \cdot \cos \alpha}{S \cdot b_A^2}.$$

Эту методическую ошибку необходимо также учитывать и вводить соответствующие поправки.

Список литературы

1. Гоман М. Г., Столяров Г. И., Тартышников С. Л., Усольцев С. П., Храбров А.Н.. Описание продольных аэродинамических характеристик самолета на больших углах атаки с учетом динамических эффектов отрывного обтекания. //Препринт ЦАГИ.-1990, № 9. -56 с.
2. Захаров М. А. Математическое моделирование продольного движения самолёта Су-27 на больших углах атаки, с учётом отрывных обтеканий. / Захаров М. А, Леонов В. А. // Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации. X международный научно-технический семинар.: Алушта. 2001: Тез. докл. – Алушта, 2001. – с.240.
3. Захаров М. А. Математическая модель коэффициентов аэродинамических характеристик в продольном движении летательного аппарата на больших углах атаки с учетом эффектов отрывного обтекания. //Электронный журнал “Труды МАИ”, 2002, №9. – <http://www.mai.ru> (04.07.02).

4. Эткин Б. Динамика полёта. Устойчивость и управляемость. Перев. с англ. – М.: Машиностроение, 1964. -495 с.
5. Остославский И. В., Стражева И. В.. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1965. -468 с.
6. Аэромеханика самолета. /Под ред. А. Ф. Бочкарева. – М.: Машиностроение, 1985. –416 с.
7. Склянский Ф. И. Динамика полета и управляемость тяжелых реактивных самолетов. – М.: Машиностроение, 1976. –208 с.
8. Аэродинамика летательных аппаратов. /Под ред. Г. А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. –544 с.
9. Динамика полета. /Под ред. А. М. Мхитаряна. – М.: Машиностроение, 1978. –424 с.
10. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979. -352 с.
11. Курьянов А. И., Столяров Г. И., Тотиашвили Л. Г., Тюнин Н. Н. Экспериментальное исследование вращательных и нестационарных производных самолета в аэродинамических трубах на дозвуковых скоростях. //Труды ЦАГИ.-1985, выпуск 2290. -140с.
12. Столяров Г. И., Табачников В. Г., Тюнин Н. Н. Экспериментальные исследования распределения стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик прямоугольных крыльев ($\lambda = 1$) на больших углах атаки. //Труды ЦАГИ.-1989, выпуск 2420. -87с.

Захаров Михаил Александрович, аспирант кафедры динамики и управления летательных аппаратов Московского авиационного института (государственного технического университета).