

Исследование влияния вихрей Кармана на колебания флюгерного чувствительного элемента датчика аэродинамических углов

Обоснована критическая значимость точного измерения аэродинамических углов атаки и скольжения для задач пилотирования, автоматического управления, обеспечения безопасности полета самолетов и других летательных аппаратов. Отмечено, что одним из наиболее распространенных типов датчиков для решения данной задачи являются флюгерные датчики аэродинамических углов, конструкции которых варьируются по форме и параметрам. Установлено, что в процессе эксплуатации на флюгерный чувствительный элемент датчика аэродинамических углов, кроме внешних атмосферных возмущений, неблагоприятное воздействие оказывают вихри Кармана. Их образование связано с периодическим срывом потока со смежных обтекаемых поверхностей флюгера. В связи с этим целью исследования является разработка математического аппарата, предназначенного для моделирования и исследования влияния вихрей Кармана на колебательные процессы флюгерного чувствительного элемента датчика аэродинамических углов. Полученная модель является основой для решения прикладных задач – обнаружения и уменьшения амплитуды колебаний, обусловленных влиянием вихрей Кармана.

В.М. СОЛДАТКИН,
д-р техн. наук,
В.В. СОЛДАТКИН,
д-р техн. наук,
Е.С. ЕФРЕМОВА,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),
И.А. РАЗУМОВ,
Д.А. ИСТОМИН
(УКБП, Ульяновск)
w-soldatkin@mail.ru

Аэродинамические углы, измерение, датчик, вихри Кармана, чувствительный элемент, колебания, моделирование

Движение летательных аппаратов происходит в пределах атмосферы, и при их пилотировании, автоматическом управлении, решении задач обеспечения безопасности и эффективности решения полетных задач необходима достоверная информация об аэродинамических углах атаки и скольжения, определяющих аэродинамику и динамику движения относительно окружающей воздушной среды [1–6].

На самолетах и других летательных аппаратах для измерения углов атаки и скольжения широко используются флюгерные датчики аэродинамических углов, отличающиеся простотой конструкции, достаточно высокой точностью измерения в рабочих диапазонах эксплуатации [7, 8]. Однако на вынесенный в набегающий воздушный поток и установленный на опорах флюгерный чувствительный элемент, ориентирующийся по направлению набегающего воздушного потока, воздействуют возмущения атмосферы и вихри Кармана [9, 10], обусловленные периодическим срывом потока со смежных обтекаемых поверхностей флюгера. Вихри Кармана являются причиной вынужденных колебаний флюгерного чувствительного элемента и выходного сигнала флюгерного датчика аэродинамических углов.

Модели движения флюгерного чувствительного элемента датчика аэродинамических углов в режиме измерения аэродинамического угла

Флюгерный датчик аэродинамических углов конструктивно представляет собой измерительное устройство точной механики, флюгерный чувствительный элемент которого выполнен в виде установленного в набегающем потоке и вращающегося в опорах удобообтекаемого тела (флюгера), вынесенного за пределы пограничного слоя летательного аппарата. Под действием аэродинамических сил флюгер ориентируется по направлению набегающего воздушного потока, и угловое положение флюгера относительно направления продольной оси летательного аппарата определяет величину и знак измеряемого аэродинамического угла.

Пренебрегая трением в опорах, что обеспечивается при скорости набегающего воздушного потока $V \geq 100 \div 150$ км/ч, динамические свойства флюгерного чувствительного элемента опишем дифференциальным уравнением вида [7, 8]

$$I \frac{d^2\varphi}{dt^2} + C_d \frac{d\varphi}{dt} + 0,5C_y S l_1 \rho V^2 \varphi(t) = 0,5C_y S l_1 \rho V^2 \alpha(t), \quad (1)$$

где I – момент инерции подвижной системы флюгерного чувствительного элемента; C_d – коэффициент демпфирования подвижной системы флюгерного чувствительного элемента; $\varphi(t)$ – угловое положение флюгера относительно направления набегающего воздушного потока, по величине и знаку равное изменяемому аэродинамическому углу $\alpha(t)$; C_y^α – коэффициент подъемной силы профиля; S – площадь оперения флюгера; l_1 – расстояние от линии фокуса профиля до оси вращения флюгера; $0,5\rho V^2$ – скоростной напор набегающего потока со скоростью V и массовой плотностью воздуха ρ . При этом собственное аэродинамическое демпфирование подвижной системы определяется коэффициентом аэродинамического демпфирования, определяемым выражением [8]

$$C_{да} = 0,5C_y^\alpha l_1 S \rho V. \quad (2)$$

Для того чтобы каждый член выражения (1) имел размерность момента силы, необходимо вместо массовой плотности ρ использовать весовую плотность $\rho_B = \rho/g$; где $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ – ускорение силы тяжести. С этой целью все члены уравнения (1) делят на ускорение g . Для получения размерности углов φ , α , град, все члены уравнения (1) делят на 57,3, и уравнение принимает следующий вид:

$$I_n \frac{d^2\varphi}{dt^2} + C_{дп} \frac{d\varphi}{dt} + 0,5C_y^\alpha S l_1 \rho_B V^2 \varphi(t) = 0,5C_y^\alpha S \rho_B V^2 \alpha(t), \quad (3)$$

где $I_n = I/57,3g$ – приведенный момент инерции флюгерного чувствительного элемента, $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2/\text{град}$; $C_{дп} = C_{да}/57,3g$ – приведенный коэффициент демпфирования подвижной системы флюгерного чувствительного элемента, $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}/\text{град}$.

Разделив члены левой и правой части уравнения (3) на сомножитель $0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2$, получим

$$\frac{I_n}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2} \frac{d^2\varphi}{dt^2} + \frac{C_{дп}}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2} \frac{d\varphi}{dt} + \varphi(t) = \alpha(t). \quad (4)$$

С целью упрощения уравнение (4) приводят к виду

$$T_2^2 \frac{d^2\varphi}{dt^2} + T_1 \frac{d\varphi}{dt} + \varphi(t) = \alpha(t), \quad (5)$$

где

$$T_1 = \frac{C_{дп}}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}; \quad T_2 = \sqrt{\frac{I_n}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}}. \quad (6)$$

Обозначив $\zeta = \frac{T_1}{2T_2} = \frac{C_{дп}}{2} \sqrt{\frac{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}{I_n}}$, получим следующую форму записи дифференциального

уравнения (5), описывающего движение флюгерного чувствительного элемента, установленного в набегающем воздушном потоке:

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} + 2\zeta\omega_0 \frac{d\varphi}{dt} + \omega_0^2 \varphi(t) = \omega_0^2 \alpha(t), \quad (7)$$

где $\omega_0 = \frac{1}{T_2} = \sqrt{\frac{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}{I_n}}$ – собственная частота недемпфированных колебаний флюгерного чувствительного элемента; ζ – безразмерный коэффициент затухания (степень успокоения) недемпфированных колебаний флюгерного чувствительного элемента.

Как отмечается в работе [8], собственное (аэродинамическое) демпфирование флюгерного чувствительного элемента не обеспечивает требуемые динамические характеристики флюгерных датчиков

аэродинамических углов, поэтому возникает необходимость использования дополнительного встроенного демпфера и выбора оптимального суммарного коэффициента затухания (степени успокоения) колебаний флюгерного чувствительного элемента. На практике близким к оптимальному и технически реализуемым значением коэффициента затухания является $\zeta_{\text{opt}} = 0,5 \div 0,7$ [8].

Тогда выбор значения суммарного коэффициента демпфирования флюгерного чувствительного элемента должен удовлетворять условию

$$C_{\text{дп}} = C_{\text{да}} + C_{\text{дв}} = (0,5 \dots 0,7) \sqrt{2I_{\text{п}} C_y^{\alpha} l_1 S \rho_{\text{в}} V^2}, \quad (8)$$

где $C_{\text{дв}}$ – коэффициент демпфирования дополнительного встроенного воздушного или жидкостного демпфера.

Важной характеристикой задемпфированного флюгерного чувствительного элемента является круговая частота собственных задемпфированных колебаний ω_c , определяемая выражением

$$\omega_c = \omega_0 \sqrt{1 - \zeta^2} = \sqrt{\rho_{\text{в}}} V \sqrt{\frac{0,5 C_y^{\alpha} l_1 S}{I_{\text{п}}}} \sqrt{1 - \zeta^2}. \quad (9)$$

Тогда уравнение, определяющее движение задемпфированного флюгерного чувствительного элемента при изменении $\alpha(t)$ измеряемого аэродинамического угла, принимает вид

$$\frac{d^2 \varphi}{dt^2} + 2\zeta \omega_c \frac{d\varphi}{dt} + \omega_c^2 \varphi(t) = \omega_c^2 \alpha(t). \quad (10)$$

Полученные модели позволяют исследовать факторы, влияющие на движение флюгерного чувствительного элемента в условиях эксплуатации флюгерного датчика аэродинамических углов, в том числе влияние вихрей Кармана.

Модели параметров вихрей Кармана и оценка их влияния на колебания флюгерного чувствительного элемента

Как показано в работах [9, 10], вследствие процесса образования и периодического срыва вихрей со смежных обтекаемых набегающим воздушным потоком поверхностей флюгера на флюгерный чувствительный элемент действует дополнительная периодическая аэродинамическая сила $F_{\text{ВК}}(t)$, обусловленная наличием периодических импульсов разрежения и повышения давления вблизи смежных обтекаемых поверхностей флюгера при срыве с его поверхности вихрем Кармана.

Модель периодической аэродинамической силы $F_{\text{ВК}}(t)$, обусловленной вихрями Кармана, можно представить в виде [10]

$$F_{\text{ВК}}(t) = (0,05 \dots 0,08) S q \sin \frac{2\pi \text{Sh}}{d_{\text{м}}} V t = (0,05 \dots 0,08) 0,5 S \rho_{\text{в}} V^2 \sin \omega_{\text{ВК}} t, \quad (11)$$

где Sh – безразмерное число Струхаля, значение которого в зоне устойчивого вихреобразования за телом флюгера находится в интервале $0,165 \dots 0,18$ [9, 10]; $d_{\text{м}}$ – размер миделевого сечения флюгера; $\omega_{\text{ВК}} = \frac{2\pi \text{Sh}}{d_{\text{м}}} = 2\pi f_{\text{ВК}}$ – круговая частота вихрей Кармана, $f_{\text{ВК}} = \frac{\text{Sh}}{d_{\text{м}}} V$ – частота вихрей Кармана, формируемых при обтекании флюгера; $0,05 \dots 0,08$ – эмпирически полученные значения [11].

Как показано в работе [11], устойчивое вихреобразование на обтекаемых поверхностях флюгера наблюдается в диапазоне числа Рейнольдса $10^3 < \text{Re} < 1,6 \cdot 10^5$, где $\text{Re} = \frac{V d_{\text{м}}}{\nu}$, ν – кинематическая вязкость воздуха, зависящая от барометрической высоты полета летательного аппарата.

Момент $M_{\text{БК}}(t)$ аэродинамической силы от вихрей Кармана, действующий на флюгерный чувствительный элемент, приведенный к весовой плотности ρ_v и размерности его угла поворота $\varphi(t)$, град, определяется выражением

$$M_{\text{БК}}(t) = (0,05 \dots 0,08) 0,5 l_1 S \rho_v V^2 \sin \omega_{\text{БК}} t. \quad (12)$$

Подставляя момент $M_{\text{БК}}(t)$ в правую часть выражения (10), получим выражение, определяющее движение флюгерного чувствительного элемента из-за влияния вихрей Кармана, в виде

$$\frac{d^2 \varphi}{dt^2} + 2\zeta \omega_c \frac{d\varphi}{dt} + \omega_c^2 \varphi(t) = \omega_c^2 \alpha_{\text{БК}}(t), \quad (13)$$

где $\alpha_{\text{БК}}(t) = \varphi_m \sin \omega_{\text{БК}} t$ – колебание флюгерного чувствительного элемента, обусловленное вихрями Кармана; $\varphi_m = \frac{0,05 \div 0,08}{C_y^\alpha}$ – амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента от вихрей Кармана.

С учетом амплитудно-частотной характеристики колебательного динамического звена второго порядка [12] амплитуда $\Delta\varphi_{\text{БК}}$ колебаний флюгерного чувствительного элемента, обусловленная влиянием вихрей Кармана, будет определяться выражениями

$$\varphi_{\text{БК}} = \frac{\omega_c \varphi_m}{\sqrt{\frac{(\omega_c^2 - \omega_{\text{БК}}^2)^2}{\omega_c^2} + 4\zeta^2 \omega_{\text{БК}}^2}}; \quad \varphi_{\text{БК}} = \frac{f_c \varphi_m}{\sqrt{\frac{(f_c^2 - f_{\text{БК}}^2)^2}{f_c^2} + 4\zeta^2 f_{\text{БК}}^2}}, \quad (14)$$

где

$$f_c = \frac{\omega_c}{2\pi} = \frac{\sqrt{\rho_v}}{2\pi} V \sqrt{\frac{0,5 C_y^\alpha l_1 S}{I_\Pi}} \sqrt{1 - \zeta^2}; \quad f_{\text{БК}} = \frac{\omega_{\text{БК}}}{2\pi}. \quad (15)$$

Для расчетного флюгерного чувствительного элемента классической схемы с флюгером, разнесенным относительно оси вращения, параметрами флюгера и подвижной системы флюгерного чувствительного элемента [8] ($C_y^\alpha = 0,04$ 1/град, $d_m = 0,012$ м, $l_1 = 0,052$ м, $S = 24 \cdot 10^{-2}$ м², $I_\Pi = 8,6 \cdot 10^{-7}$ кг·м·с²/град, $\zeta = 0,5$ при барометрической высоте $H = 0$ и скорости набегающего воздушного потока $V = 200$ км/ч) получены следующие значения: $f_c = 6,92$ Гц, $f_{\text{БК}} = \frac{0,165}{0,012} \cdot 55,5 = 763$ Гц, $\varphi_m = \frac{0,05 \div 0,08}{0,04} = 1,25 \dots 2^\circ$, расчетная амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента, обусловленная влиянием вихрей Кармана, $\varphi_{\text{БК}} = (0,015 \div 0,06)^\circ$. Следовательно, вихри Кармана из-за существенного (более чем в 100 раз) больших частот $f_{\text{БК}}$ в сравнении с собственной частотой f_c флюгерного чувствительного элемента не оказывают влияние на колебания флюгерного чувствительного элемента в рабочих диапазонах эксплуатации флюгерного датчика аэродинамических углов.

Обоснование причины и формирование методики исследования влияния вихрей Кармана на колебание флюгерного чувствительного элемента флюгерного датчика аэродинамических углов

Процесс образования вихрей Кармана при обтекании флюгера, расположенного в набегающем воздушном потоке, можно представить в виде срыва потоков, обусловленных обтеканием двух смежных рабочих поверхностей флюгера, например, в виде клиновидного тела.

При изготовлении флюгера линейные размеры и кривизна смежных рабочих поверхностей выполняются с определенной точностью, что является причиной нарушения симметричности обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера набегающим воздушным потоком.

Характерным примером различия процессов обтекания смежных рабочих поверхностей клиновидного флюгера является отклонение при изготовлении размера основания клина в одну сторону на величину ΔD , что приводит к увеличению длины l одной смежной поверхности флюгера на величину Δl и увеличению угла обтекания γ одной смежной поверхности флюгера на величину $\Delta\gamma$ (рис. 1, а) [8].

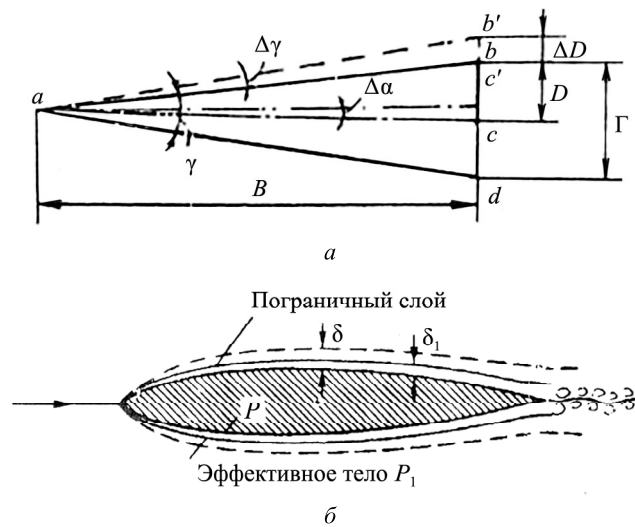


Рис. 1

Другой причиной нарушения симметрии обтекания на примере крыловидного флюгера является искривление (неплоскостность f) профиля одной смежной поверхности (рис. 1, б) [8]. Из-за несимметрии обтекания флюгера в рассмотренных примерах увеличивается на величину Δd_m размер миделевого сечения d_m флюгера.

Возможная несимметрия обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера обуславливает различие во временных интервалах времени t_1, t_2 срывов потока с этих поверхностей. Это, в свою очередь, приводит к расхождению частот ω_1, ω_2 вихреобразования и амплитуд давлений и сил, действующих на смежные поверхности флюгера.

Движение флюгерного чувствительного элемента, полученное при сложении двух гармонически изменяющихся аэродинамических сил и моментов с близкими амплитудами F_1, F_2 и M_1, M_2 и с близкими круговыми частотами, является нелинейным процессом «биения» [13]. Так как значения круговых частот ω_1, ω_2 являются близкими по величине, то их разность $|\Delta\omega = \omega_1 - \omega_2|$ – малая величина, и частоты суммируемых колебаний согласно работе [14] можно выразить через среднее значение $\bar{\omega}$ круговых частот складываемых колебаний, т. е.

$$\omega_1 = \bar{\omega} - \frac{1}{2} \Delta\omega; \quad \omega_2 = \bar{\omega} + \frac{1}{2} \Delta\omega; \quad \bar{\omega} = \frac{1}{2}(\omega_1 + \omega_2). \quad (16)$$

При этом амплитуды суммируемых аэродинамических сил равны

$$F_1 = A_1 \cos\left(\bar{\omega}t - \frac{1}{2} \Delta\omega t\right); \quad F_2 = A_2 \cos\left(\bar{\omega}t + \frac{1}{2} \Delta\omega t\right). \quad (17)$$

Как показано в работе [14], результирующая аэродинамическая сила $F(\omega)$, действующая на флюгер, описывается уравнениями

$$F(\omega) = A(t) \cos \Omega t; \quad A^2(t) = A_1^2 + A_2^2 + 2A_1A_2 \cos \Delta\omega t; \quad \Omega \approx \bar{\omega} + \frac{1}{2} \frac{A_2 - A_1}{A_1 + A_2} \Delta\omega. \quad (18)$$

График изменения результирующей негармонической силы $F(\omega)$, действующей на флюгер при биении, приведен на рис. 2.

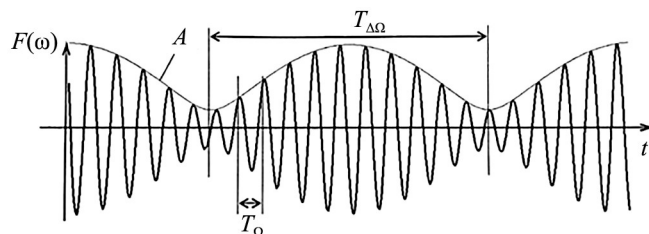


Рис. 2

Круговая частота $\Delta\omega$, равная разности складываемых частот колебания аэродинамических сил, действующих на смежные обтекаемые поверхности флюгера, называется круговой частотой гармонического колебания биения с периодом $T_{\Delta\omega} = \frac{2\pi}{\Delta\omega}$; период T_{Ω} усредненной частоты $\bar{\omega}$ равен

$$T_{\Omega} = \frac{2\pi}{\bar{\omega}} = \frac{4\pi}{\omega_1 + \omega_2} = \frac{2\pi}{\omega_{\text{BK}}}.$$

Таким образом, при несимметрии обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера амплитуда колебания вихрей Кармана модулирована по амплитуде гармоническим колебанием биения. Амплитуда A гармонического колебания биения за период $T_{\Delta\omega} = \frac{2\pi}{\Delta\omega}$ медленно изменяется от значения $|A_1 - A_2|$ до значения $A_1 + A_2$. При этом круговая частота биения $\Delta\omega$, значительно меньшая усредненной частоты $\bar{\omega}$, оказывает влияние на колебания флюгерного чувствительного элемента и выходного сигнала флюгерного датчика аэродинамических углов.

Применительно к биению вихрей, формирующихся за клиновидным флюгером, частоты срыва вихрей с несимметричной f_1 и симметричной f_2 смежных поверхностей, например, из-за изменения Δd_m миделевого размера профиля флюгера и частота биения Δf_{BK} вихрей Кармана, определяются как

$$f_1 = \frac{Sh}{d_m + \Delta d_m} V; f_2 = \frac{Sh}{d_m} V; \Delta f_{\text{BK}} = f_2 - f_1 = \left(\frac{Sh}{d_m} - \frac{Sh}{d_m + \Delta d_m} \right) V. \quad (19)$$

При этом амплитуда A гармонического колебания биения будет близка к амплитуде φ_m вихрей Кармана.

В соответствии с амплитудно-частотной характеристикой колебательной динамической системы второго порядка [12] амплитуда φ_{BK} колебаний биения, обусловленная влиянием вихрей Кармана, будет определяться выражением

$$\varphi_{\text{BK}} = \frac{f_c \varphi_m}{\sqrt{\frac{(f_c^2 - \Delta f_{\text{BK}}^2)^2}{f_c^2} + 4\zeta^2 \Delta f_{\text{BK}}^2}}. \quad (20)$$

Для апробации полученных математических моделей и методики определения возникновения явления биения и колебаний флюгерного чувствительного элемента, обусловленных влиянием вихрей Кармана из-за несимметрии обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера, проведены расчеты для клиновидного флюгера с указанными расчетными параметрами при $\Delta d_m = 0,1$ мм, барометрической высоте $H = 0$ и различных значениях скорости V набегающего воздушного потока.

Как показали расчеты, при скоростях набегающего воздушного потока в диапазоне $V = 50 \div 800$ км/ч расчетные значения амплитуды φ_{BK} колебаний биения флюгерного чувствительного элемента при неидентичности обтекаемых смежных поверхностей флюгера, определяемой значением $\Delta d_m = 0,1$ мм (в 120 раз меньше размера $d_m = 12$ мм), практически одинаковы и близки по величине к амплитуде φ_m вихрей Кармана. Это свидетельствует о том, что при такой малой несимметрии обтекания положительный эффект биения не проявляется.

Для определения эффекта биения с клиновидным флюгером, ось которого разнесена относительно оси вращения, при увеличении уровня несимметрии обтекания смежных поверхностей флюгера рассмотрим случай, когда несимметрия обтекания одной смежной поверхности обусловлена как увеличением значения размера d_m на величину $\Delta d_m = 0,1$ мм, так и наличием неплоскостности (выпуклости) этой же обтекаемой поверхности на величину $f = 0,1$ мм. В этом случае суммарная несимметрия обтекания одной рабочей поверхности флюгера будет определяться значением $\Delta d_m = 0,2$ мм. Тогда при барометрической высоте $H = 0$ и скорости набегающего потока $V = 100$ км/ч собственная частота колебаний подвижной системы $f_c = 6,92$ Гц, частота биения $\Delta f_{BK} = 12,76$ Гц, амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента $\Delta \varphi_{BK} = 0,41 \div 0,66^\circ$. Это значение при изменении скорости набегающего воздушного потока до 800 км/ч практически не изменяется. При высоте $H = 5000$ м и скорости набегающего воздушного потока $V = 200$ км/ч, $f_c = 5,37$ Гц, $\Delta f_{BK} = 13,39$ Гц получено $\varphi_{BK} = 0,19 \div 0,31^\circ$, при $H = 10000$ м и $V = 200$ км/ч, $f_c = 3,9$ Гц, $\Delta f_{BK} = 12,76$ Гц получено $\Delta \varphi_{BK} = 0,12 \div 0,19^\circ$.

Следовательно, при увеличении уровня несимметрии и барометрической высоты полета амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента уменьшается.

Таким образом, полученные результаты свидетельствуют о возникновении колебаний биения при несимметрии обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера, возможности обнаружения колебаний биения и уменьшении амплитуды колебаний флюгерного чувствительного элемента при увеличении уровня несимметрии смежных обтекаемых поверхностей флюгера и барометрической высоты полета. Эти выводы составляют теоретическую основу для разработки методов обнаружения, предотвращения и снижения амплитуды колебаний, обусловленных влиянием вихрей Кармана, во флюгерном чувствительном элементе и выходном сигнале флюгерного датчика аэродинамических углов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Практическая аэродинамика маневренных самолетов / Под общ. ред. Н.М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
2. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1973. 504 с.
3. Филатов Г.А. и др. Безопасность полетов в возмущенной атмосфере. М.: Транспорт, 1992. 272 с.
4. Солдаткин В.М. Построение каналов обнаружения, предупреждения и индикации информационно-управляющей системы обеспечения безопасности полета // Изв. вузов. Авиационная техника. 1995. № 1. С. 31–36.
5. Макаров Н.Н. Теоретические основы построения интегрированной системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 4. С. 48–52.
6. Макаров Н.Н. Состояние и перспективы развития измерителей пилотажных параметров // Изв. вузов. Авиационная техника. 2001. № 2. С. 3–6.
7. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
8. Ключев Г.И. и др. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов / Под ред. В.А. Мишина. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
9. Киясбейли А.Ш., Перельштейн М.Е. Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1978. 152 с.
10. Солдаткина Е.С., Солдаткин В.М. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с расширенными функциональными возможностями // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 4. С. 54–56.
11. Блохинцев Д.И. Акустика неоднородной среды. М.: Гостехиздат, 1946. 168 с.
12. Солдаткин В.М., Порунов А.А., Солдаткин В.В. Основы проектирования измерительных приборов и систем. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 380 с.
13. Клименко С.Ю., Савинов А.П. Математическое моделирование биений, возникающих при суперпозиции акустических сигналов // Известия Томского политехнического университета. 2010. № 2. С. 135–142.
14. Ревинская О.Г., Кравченко Н.С. Сложение колебаний. Биения. Томск: ТПУ, 2022. 21 с.

Поступила в редакцию 29.10.25

После доработки 5.11.25

Принята к публикации 10.11.25

Investigation of the Karman Vortices' Effect on Oscillations of Vane Sensitive Element of the Aerodynamic Angles Sensor

V.M. SOLDATKIN¹, V.V. SOLDATKIN¹, E.S. EFREMOVA¹,
I.A. RAZUMOV², AND D.A. ISTOMIN²

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² UIMDB, Ulyanovsk

The critical importance of accurately measuring aerodynamic angles of incidence and slip for piloting, automatic control, flight safety of aircraft and other flying vehicles is substantiated. It is noted that one of the most common types of sensors for solving this problem is the aerodynamic angle vane sensor, construction of which varies by forms and parameters. It is established that during operation, in addition to external atmospheric disturbances, the aerodynamic angle vane sensor is adversely affected by the Karman vortices. Their formation is associated with the periodic flow separation from the adjacent streamlined surfaces of the vane. In this regard, the purpose of study is to develop the mathematical body for modeling and investigating the influence of the Karman vortices on the oscillatory processes of the vane sensitive element of the aerodynamic angle sensor. The obtained model is the basis for solving applied problems, such as detecting and reducing the amplitude of oscillations caused by the influence of Karman vortices.

Aerodynamic angles, measurement, sensor, Karman vortices, sensitive element, oscillations, modeling