

УЛУЧШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ПОТОКА

Рассмотрены проблемы неустойчивого обтекания ламинаризованных аэродинамических поверхностей. Предложено стабилизирование летательных аппаратов с помощью адаптации системы контроля их положения относительно потока. Описан датчик первичной информации с расширенным диапазоном и повышенной точностью измерений, даны рекомендации по выбору формы чувствительного элемента датчика и компоновки его в составе летательного аппарата.

Для изготовления конструкций с высокой точностью и качеством внешней поверхности, снижения эксплуатационных расходов летательных аппаратов (ЛА) применяют аэродинамические формы с протяженными участками ламинарного пограничного слоя. Ламинаризованные крылья обладают меньшим сопротивлением C_x в сравнении с крыльями, аналогичными по форме, но характеризующимися турбулентным режимом обтекания.

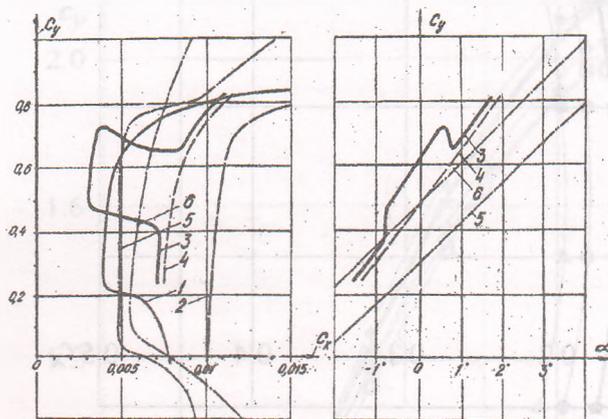


Рис. 1. Поляры ламинаризованных профилей: 1 – DFVLR -HQ 35; 2 – TCDFVLR-R4; 3 – DFVLR L2; 4 – DFVLR L2 в условиях преимущественно турбулентного пограничного слоя; 5 – NACA 65₂ 415; 6 – FX-61-184

- FX-61-184, линейный характер зависимости $C_y = f(\alpha)$ в широком диапазоне углов атаки ($-6^\circ \dots 20^\circ$) с плавным срывом, нечувствительный к возмущениям, теоретическое качество $K_{\max} = 110$ при $Re = 1 \cdot 10^6$;

- NACA 65₂ 415, чувствительный, имеющий линейный характер зависимости $C_y = f(\alpha)$ и ярко выраженный резкий срыв при выходе за диапазон рабочих углов атаки α ($-5 \dots 10^\circ$), в поле проявляется выступ ламинарного обтекания, $K_{\max} = 125$ при $Re = 3 \cdot 10^6$;

- DFVLR -HQ 35, профиль с узким выступом поляры и коротким диапазоном углов, при которых достигается $K_{\max} = 130$ при $Re = 2,5 \cdot 10^6$;

- DFVLR L2, имеющий предельно узкий диапазон рабочих углов атаки $-1,5 \dots 2^\circ$ и еще более узкий с точки зрения эффективного режима обтекания ($-0,8 \dots 0,8^\circ$), теоретически достижимое значение максимального качества очень высокое, $K_{\max} \approx 190$ при $Re = 3 \cdot 10^7$ ($M \approx 0,74$);

- DFVLR L2, его же поляра при условии нарушения ламинарного режима обтекания;

- TCDFVLR-R4 турбулизованный профиль, созданный для крыльев транспортных самолетов с высокими значениями C_y .

На рис.1. показаны поляры нескольких ламинаризованных и одного турбулентного (TCDFVLR-R4) крыльевых профилей [1,2]. Очевидна разница в возможностях достижения максимального аэродинамического качества. Выигрыш C_x может составлять 40-60% для средних значений коэффициента подъемной силы C_y . Зависимости C_y от угла атаки ламинаризованных профилей отличаются участком, на котором C_y может возрастать без увеличения, а в отдельных случаях и со снижением сопротивления. Это объясняется одновременным преимущественно ламинарным обтеканием верхней и нижней поверхности профиля. Такой режим удается задать в ограниченном диапазоне углов атаки α . Рассмотрим графики в следующем порядке:

С ростом расчетных значений чисел Рейнольдса диапазон эффективных рабочих углов атаки сужается. Данная закономерность обнаруживается с одновременным ростом расчетных значений максимального аэродинамического качества.

Ламинаризованные крыльевые профили применяются на планерах, где показатель аэродинамического качества C_y/C_x – определяющий. Этим ЛА присущи большие периоды переходных процессов, малые потребные значения полетных углов для создания эксплуатационных перегрузок, низкая начальная турбулентность потока. Моторные ЛА эксплуатируются в широком диапазоне полетных параметров с множеством возмущающих факторов. Профиль DFVLR-LV2 создан специально для скоростных летательных аппаратов с высокими значениями K_{max} и $Re=3 \cdot 10^7$ ($M \approx 0,7$) [3]. Типичное для ламинаризованных крыльев скачкообразное изменение $dC_y/d\alpha$ усилится вероятным воздействием возмущений. При «нестрогом» управлении по углу атаки помимо резкого увеличения сопротивления может произойти ухудшение управляемости ЛА. Это может быть вызвано резким скольжением на крыло, креном или увеличением стреловидности несущих поверхностей до значений $\chi_{0,25} > 20$, когда существенно сказываются пространственные эффекты [4].

Повышение аэродинамического качества на определенном этапе приводит к ухудшению эксплуатационных показателей. Жесткое ламинаризованное крыло за пределами эффективных значений α менее устойчиво, чем турбулентное. Наряду с разработкой новых аэродинамических профилей безопасность полетов можно повысить адаптацией системы контроля пространственного положения ЛА в потоке с включением измерителей полетных параметров, в частности, датчиков полетных углов, поддержанием значений полетных углов на крейсерских режимах ЛА с высокими показателями аэродинамического совершенства, дальностью и продолжительностью полета [5].

Для маневренных ЛА, способных выполнять полет с углами, равными 90° , возникла потребность измерять аэродинамические углы в диапазонах, которые раньше считались нерабочими, режимы полета – критическими и не контролировались [6;7]. Эта задача требует значительного повышения чувствительности и точности измерительных устройств во всем диапазоне полетных углов, особенно при малых значениях скорости до $V_{min}=10-15$ м/с. Текущее измерение аэродинамических углов может быть обусловлено управлением несущими свойствами аэродинамических поверхностей. Поворотные крылья или крылья с развитой механизацией влияют на обтекание всего ЛА. Контролируя их положение относительно потока, можно предупредить вхождение ЛА в срывные режимы [8].

Определение углового положения ЛА относительно потока, как правило, сводится к измерениям углов атаки α и скольжения β в связанной системе координат. Традиционный метод измерения – прямое взаимодействие с потоком флюгирующей аэродинамической поверхности (рис. 2, а). На практике положение

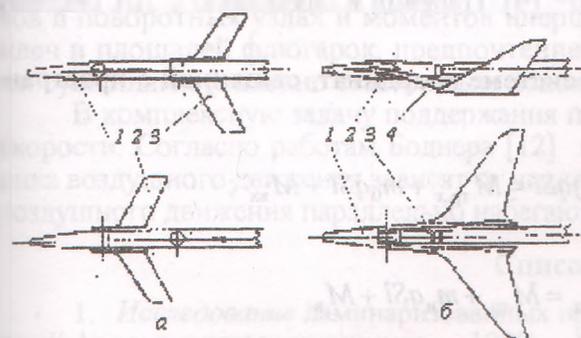


Рис. 2. Измерители углового положения ЛА относительно потока флюгарочного типа:

а – разделенный по каналам угла атаки и скольжения: 1 – штанга фиксированного приемника воздушного движения; 2 – датчик угла скольжения; 3 – датчик угла атаки;

б – датчик, выполненный с использованием принципа косога обдува: 1 – подвижный приемник воздушного движения; 2 – поворотный узел, совмещенный с датчиком пространственного угла атаки; 3 – поворотный узел, совмещенный с датчиком аэродинамического угла крена; 4 – подвижная часть датчика

ЛА в потоке выражается через «местные» значения α и β . Их отличие от истинных обусловлено положением измерительного устройства на поверхности ЛА и меняющимся полем скоростей и давлений вокруг ЛА. Точность измерения ограничена суммой погрешностей от самого измерительного устройства и от искажений невозмущенного течения. Погрешность, называемая ошибкой позиционирования датчика на ЛА, или «местной ошибкой», не может быть рассчитана и определяется индивидуальной тарировкой каждого датчика по эталону в составе ЛА. Для уменьшения «местной ошибки» датчики отдаляют от ЛА. Из возможных вариантов компоновки указателя в составе ЛА предпочтительным считается его размещение на 1,5-2 диаметра перед носовой частью фюзеляжа [5]. На наш взгляд, целесообразна комбинированная схема расположения датчиков. На рис. 3 показаны варианты их установки с указанием зон ухудшенной чувствительности.

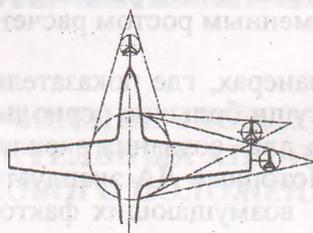


Рис. 3. Варианты компоновки датчика в составе ЛА

При симметричной установке датчиков на концевых участках каждого крыла «местная ошибка» может быть скомпенсирована. Полученные данные удобнее использовать в системах искусственного поддержания устойчивости или при активном выводе ЛА из критических режимов (сваливания и штопора). Информация о пространственном положении ЛА в потоке при такой схеме размещения датчиков может быть получена при любой ориентации вектора скорости невозмущенного потока. Датчики дублируют друг друга при попадании одного из них в зону аэродинамического затенения.

Измерительные устройства полетных параметров (скорости и полетных углов) необходимо проектировать с одновременным улучшением точности и диапазона измерений. Флюгарочные датчики выполнялись с разделенными каналами угла атаки и скольжения. Система координат измерителя связывалась с ЛА, датчики располагались на фюзеляже или на выносной штанге (см. рис. 2,а). Такое исполнение оправдано для $|\alpha, \beta| \leq 30^\circ$. При больших значениях углов один из измерительных каналов затеняется элементами конструкции [7].

Для расширения возможностей измерений целесообразно применять указатель потока в виде симметричной аэродинамической поверхности с V-образностью и стреловидностью [6]. Единая флюгирующая поверхность имеет относительно ЛА две вращательные степени свободы. Одна из осей вращения параллельна продольной оси ЛА (см. рис. 2,б). Указатель такого типа способен находиться в невозмущенном потоке до $|\alpha| \leq 130^\circ$, $|\beta| \leq 130^\circ$. Измерение производится в системе координат, связанной с плоскостью пространственного угла атаки, углы измеряются в диапазоне $\alpha_n \leq 130^\circ$, $|\varphi_n| \leq 180^\circ$ [9]. Перевод в связанную с ЛА систему координат: $\operatorname{tg} \alpha = \operatorname{tg} \alpha_n \cos \varphi_n$; $\sin \beta = \sin \alpha_n \sin \varphi_n$.

Математическая модель движения датчика в системе координат, связанной с пространственным углом атаки, приведена в работе [7]:

$$I_{x_d} \frac{d^2 \varphi_d}{dt^2} + m_x^\varphi \frac{qSl^2}{v} \frac{d\varphi_d}{dt} + m_x(\alpha_d, \varphi_d)qSl = M_{\text{тр},x} + m_0 qSl + M_{\text{вх}};$$

$$I_d \frac{d^2 \alpha_d}{dt^2} + m_d^\alpha \frac{qSl^2}{v} \frac{d\alpha_d}{dt} + C_y^\alpha qSlb\Delta \alpha_d = M_{\text{тр}} + m_n qSl + M_{\text{в}}.$$

где I_{x_d} , I_d – моменты инерции вращающейся части относительно продольной оси и поперечной соответственно; m_x^φ и m_d^α – коэффициенты демпфирования по осям продольной и поперечной; q – скоростной напор; l, b, S – характерные размеры (размах, корневая хорда) и площадь указателя; $m_x(\alpha_d, \varphi_d)$ – коэффициент момента крена косоугольного обдува; $M_{\text{тр},x}$, $M_{\text{тр}}$ – моменты трения по осям продольной и поперечной; m_0 , m_n – коэффициенты возмущающих моментов, зависящие от скоростного напора и обусловленные небольшой несимметрией (неточности сборки); $M_{\text{вх}}$ и $M_{\text{в}}$ – возмущающие моменты по соответствующим осям, обусловленные пространственным вращением ЛА и наличием массовых асимметрий; C_y^α – коэффициент подъемной силы указателя; Δ – коэффициент плеча подъемной силы указателя относительно поперечной оси вращения.

Коэффициент момента крена косоугольного обдува зависит от α_d и β_d [9]:

$$m_x = \left[(m_x^\beta)_{\varphi_v} + (m_x^\beta)_{\text{инт}} \right] \beta_d + \left[\left(\frac{\partial^2 m_x}{\partial \alpha_d \partial \beta_d} \right)_x + \left(\frac{\partial^2 m_x}{\partial \alpha_d \partial \beta_d} \right)_{\text{конц}} \right] \alpha_d \beta_d.$$

Первая составляющая, пропорциональная β_d , зависит от геометрических параметров и связана с влиянием поперечной V-образности и интерференции с центральным телом подвижной части. Вторая составляющая, связанная с влиянием стреловидности и формы концов, пропорциональна β_d и α_d . С учетом соотношений, возникающих в процессе измерений:

$$\varphi_d = \varphi_n - \varphi_n; \quad \alpha_d = \alpha_n \cos(\varphi_n - \varphi_n) - \alpha_n; \quad \beta_d = \alpha_n \sin(\varphi_n - \varphi_n),$$

где α_n , φ_n – углы, задающие положение ЛА относительно потока; φ_n , α_n – углы датчика в связанной системе координат; α_d , β_d – углы, задающие положение датчика относительно потока, а также с учетом того, что в расчетном режиме $\varphi_n = \varphi_n$, $\alpha_n = \alpha_n$, $\alpha_d \approx \varphi_d \approx 0$, можно математическими методами исследовать движение датчика, оценить точность измерений.

Преобразованная система уравнений использовалась для моделирования движений указателя с заданием геометрических и аэродинамических характеристик поверхностей. Результаты моделирования, выявившие наличие балансирующих углов от погрешностей изготовления, трения в поворотных узлах и других возмущающих факторов, свидетельствуют о практической пригодности использования устройства в широком диапазоне полетных углов. Натурные испытания проводились на прототипе датчика с неподвижным центральным телом в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей.

Подвижная часть 4 указателя (см. рис. 2,б) сбалансирована относительно обоих поворотных узлов 2,3 и может содержать приемник воздушного давления 1, ориентирующийся по потоку (практически при круговом обдуве). Поворотные узлы совмещены с волоконно-оптическими датчиками углового положения, являющимися одновременно трансляторами измеренных сигналов. Сигнал датчика давления передается через поворотные узлы дважды. Аэродинамические поверхности выполнены так, что их центры давления находятся в одной плоскости с продольной осью вращения, а эта плоскость перпендикулярна плоскости симметрии подвижной части. Элементная база волоконно-оптических устройств позволяет отслеживать угловое положение указателя практически с любой необходимой точностью ($2''$) и транслировать информацию через поворотные узлы без потерь механической энергии [10; 11]. Считывание углов может быть осуществлено в цифровом виде с помощью преобразователя «угол поворота – код». Размеры устройства задаются габаритными размерами поворотных узлов и при заданной точности измерений не превосходят размеры используемых датчиков.

Повышение чувствительности и дальнейшая миниатюризация механической части устройства согласно приведенным формулам реализуется посредством выбора аэродинамических профилей с высоким C_y^α (безотносительно к C_x), уменьшением демпфирующих моментов в поворотных узлах и моментов инерции подвижной части, увеличением относительных плеч и площадей флюгарок, предпочтением форм в плане с малыми удлинениями и большими сужениями (вызвано стабильным положением центров давления флюгарки).

В комплексную задачу поддержания полетных параметров ЛА входит точное определение скорости. Согласно работам Боднера [12] показания первичных измерителей скорости приемника воздушного движения зависят от числа M и положения в потоке. С ориентацией приемника воздушного движения параллельно набегающему потоку этих ошибок можно избежать.

Список литературы

1. *Исследование ламинаризованных профилей для высоких чисел Рейнольдса* / Г. Редкер и др. // *Аэрокосмическая техника*. – 1989. – №7.
2. *Каталог профилей Штуттгартского университета*. – 1996.
3. *Der Laminaflügel-Ein Weg zur Verbesserung der Wirtschaftlichkeit von Verkehrsflugzeugen* // *Horstman K.H. and al. DFVLR-Nachrichten. Hefte. 46. 1985.*
4. *Ван Дэм К.П., Холмс Б.Дж.* Влияние перехода пограничного слоя на устойчивость и управляемость самолета // *Аэрокосмическая техника*. – 1989. – № 7. С. 84-94.
5. *Karayunakis N.M.* Stationary Flo Determination of Angle of Attack in Aerospace Systems, *ISA Transactions. Vol.24. N 04. ISA 1985. P. 33-39.*
6. *Дронь Н.М.* Датчик пространственного положения ЛА // *Системное проектирование и анализ характеристик летательных аппаратов*. – Днепропетровск: ДГУ, 1989. – С. 22-31.
7. *Дронь Н.М., Гринчишин Ю.Л.* Об аэродинамической форме указателя углового положения летательного аппарата относительно потока // *Системное проектирование и анализ характеристик летательных аппаратов*. – Днепропетровск: ДГУ, 1998. – С. 77-82.
8. *Котик М.Г., Филиппов В.В.* Полет на предельных режимах. – М.: Воениздат, 1977. – 239 с.
9. *ГОСТ 20058-80.* Динамика летательных аппаратов в атмосфере: Термины, определения и обозначения.
10. *Красюк Б.А., Семенов О.Г., Шереметьев А.Г.* Световодные датчики. – М.: Машиностроение, 1990.
11. *Справочник по волоконно-оптическим линиям связи* / Андрушко Л.М., Вознесенский В.А. Коток В.Б. и др. – К.: Техніка, 1988.
12. *Боднер В.А.* Приборы первичной информации. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.

Стаття надійшла до редакції 27 жовтня 1999 року.