

УДК 532.5.07

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА ЧАСТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Н. А. АНДРЕЕВА

Институт ВВС Украины, Киев

Получено 15.09.98

Представлены результаты экспериментальных исследований возможности управления отрывным обтеканием на несущих поверхностях летательного аппарата на основе сигналов термопарного термоанемометра (ТТА) – измерителя малых скоростей потока газа и жидкости. Экспериментально обосновано предположение о возможности более эффективного управления механизацией крыла на основе детальной информации о состоянии пограничного слоя, получаемой системой датчиков ТТА.

Подані результати експериментальних досліджень можливості управління відривним обтіканням на несучих поверхнях літального апарату на основі сигналів термопарного термоанемометра (ТТА) – вимірювача малих швидкостей потоку газу і рідини. Експериментально обґрунтован здогад про можливість більш ефективного управління механізацією крила на основі детальної інформації про становище граничного шару, яка одержується системою датчиків ТТА.

Here have been presented the result of the experiment-based research on a possibility to control the disperse flow round on the airfoils with on the basing signal of a thermocouple thermoanemometer – the instrument measuring low velocities of gas and liquid flows. The work offers an experimentally proven possibility to more effectively control the wing mechanization basing on the detailed data on the outer layer conditions obtained by the system of thermocouple thermoanemometer sensors.

Проблема разработки и совершенствования адаптивного крыла представляет большой интерес с точки зрения улучшения аэродинамических характеристик, расширения его возможностей при выполнении сложных маневренных полетов, а также повышения безопасности полета. Этой проблеме посвящено множество монографий и статей отечественных и зарубежных ученых-исследователей, а также множество технических разработок, используемых на современных летательных аппаратах (ЛА) военного и гражданского назначения.

Как известно, поверхность адаптивного крыла может изменять в полете свою форму, создавая оптимальные условия обтекания крыла путем отклонения элементов механизации [1, 2]. Основным назначением механизации крыла является увеличение подъемной силы. При заданном угле атаки это достигается за счет механизации, расположенной в области задней части профиля (закрылки, флапероны). Отклонение механизации передней кромки (предкрылки, поворачивающиеся и выдвигаемые носки и др.) практически не увеличивает подъемной силы при заданном угле атаки α на линейном участке $C_y = f(\alpha)$, но способствует затягиванию срыва потока на большие углы атаки и тем самым увеличивают критические значения угла атаки $\alpha_{кр}$ и $C_{y_{max}}$.

Управление обтеканием ЛА с использованием механизации в настоящее время осуществляется

по углу атаки α , высоте полета H и числу Маха M – по характеристикам движения самолета в целом. Однако качество управления обтеканием частей ЛА можно повысить, используя данные о состоянии пограничного слоя. Одной из характеристик пограничного слоя, дающих информацию о его состоянии, как известно, является скорость частиц потока в пограничном слое. На сегодняшний день существует множество методов и способов определения скорости в пограничном слое, а также и множество приборов и средств измерения этого параметра. Каждый из них используется в определенных интервалах значений скорости или при определенных условиях обтекания моделей ЛА и его частей в аэродинамических и гидродинамических трубах. Использование же их на реальных ЛА затруднено либо по причине конструктивной особенности датчиков, либо из-за громоздкости измерительной аппаратуры, либо из-за невозможности использования их для измерения скорости в местах стыков конструкций, что является весьма важным для получения детальной информации. Это и термоанемометры различных модификаций, и приемники воздушного давления, и лазерный доплеровский измеритель скорости, являющийся на сегодняшний день наиболее точным средством измерения малых скоростей.

Для измерения малых скоростей потоков газа и жидкости, что имеет место в пограничном слое, авторами Ставровской М.П. и Ставровским Б.А.

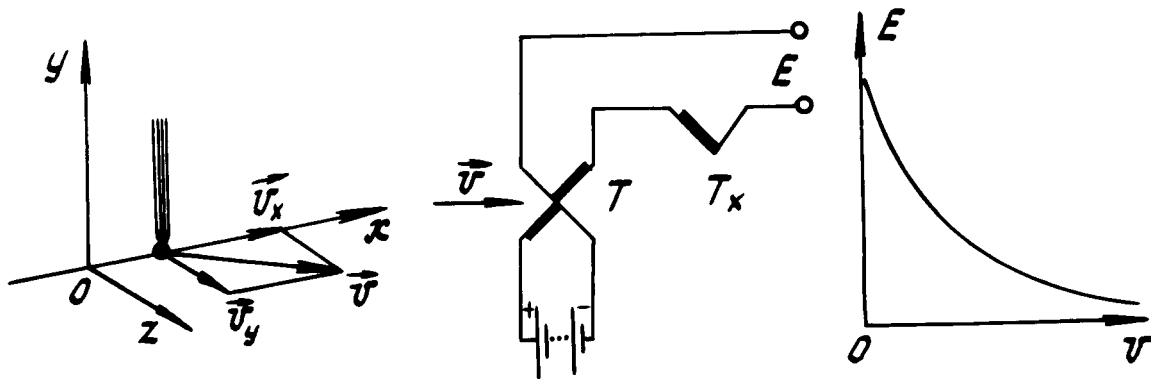


Рис. 1.^а Измерительная головка ТТА и схема электрической цепи прибора:
 а - схематическое положение датчика в потоке, движущемся со скоростью v (v_x и v_y - компоненты скорости потока),
 б - электрическая схема прибора (T и T_x - соответственно температуры термодпар в потоке и холодного спая),
 в - тарировочный график: зависимость термоэдс E прибора от скорости потока v

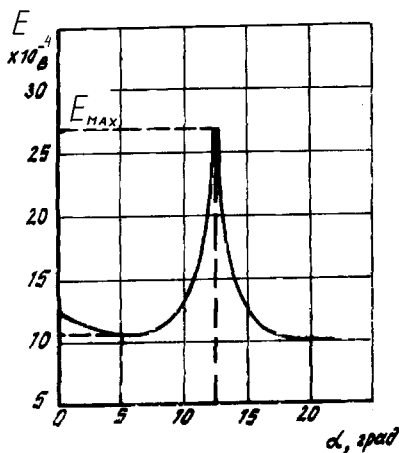


Рис. 2. Зависимость термоэдс E датчика ТТА на профиле крыла от угла атаки α . E_{max} соответствует момент прохождения линии отрыва через датчик ($\alpha = 12.5^\circ$).
 $\bar{E}_{TTA} = 0.64$

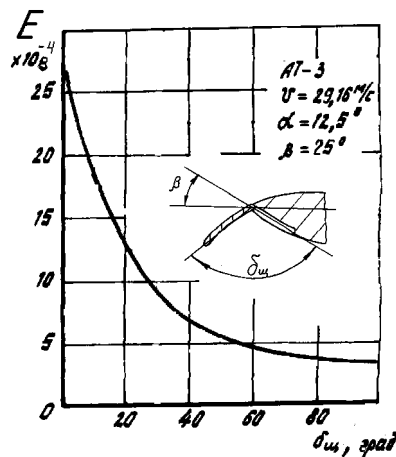


Рис. 3. Зависимость термоэдс E датчика ТТА от угла отклонения щитка $\delta_{щ}$. β - угол позиционирования щитка в убранном положении относительно хорды профиля.
 $\bar{E}_{TTA} = 0.64$

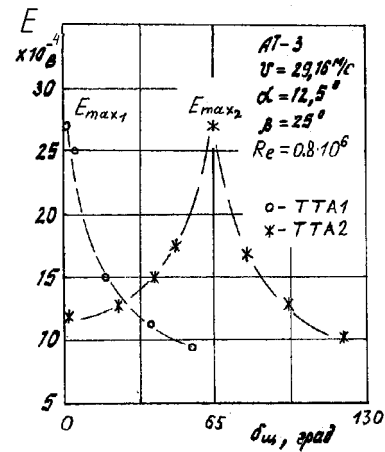


Рис. 4. Показания двух датчиков ТТА на крыле с механизацией и без нее:
 $\bar{E}_{TTA1} = 0.64, \bar{E}_{TTA2} = 0.75$

разработан термопарный термоанемометр [3].

Датчик состоит из трех термопарных спаев. Два из них совмещены и образуют измерительную головку, а один представляет собой холодный спай и размещается вне потока. В результате пропускания электрического тока через спай измерительной головки, она нагревается и между ней и холодным спаем возникает термоэдс E . Температура измерительной головки зависит от скорости омывающего ее потока v . В свою очередь, термоэдс зависит от этой же температуры. Таким образом, термоэдс зависит от скорости набегающего потока.

Измерительная головка датчика имеет форму шарика диаметром менее 0.5 мм, который устанавливается таким образом, что превышение его

максимального габаритного размера над поверхностью крыла составляет менее 5% локальной толщины пограничного слоя.

На рис.1 показана измерительная головка ТТА, схема измерительной цепи прибора, а также тарировочный график $E(v)$.

Датчик ТТА механически прочен, отличается простотой конструкции, малыми размерами, имеет незначительную тепловую инерцию. Он может работать с небольшим перегревом относительно температуры набегающего потока, что позволяет располагать его непосредственно у поверхности, не боясь влияния теплообмена.

Перечисленные преимущества ТТА позволяют с его помощью решить множество очень важных задач аэро- и гидродинамических исследований: из-

мерение скорости потока в пограничном слое, толщины пограничного слоя, толщины вытеснения, потери импульса и др. [4]. Определение положения и конфигурации линии отрыва потока с целью последующего использования полученной информации для управления механизацией адаптивного крыла - одна из таких задач.

Исследования, проведенные на модели крыла бесконечного размаха, обтекаемого воздушным потоком, показали, что ТТА можно использовать в качестве индикатора отрыва пограничного слоя с поверхности крыла. Исследования проводились в плоской аэродинамической трубе (АТ-3, КИВ-ВС), крыло в сечении имело профиль В-12 с хордой $b = 450$ мм. Число Рейнольдса Re в эксперименте достигало величины $0.8 \cdot 10^6$. В центральном сечении крыла было установлено множество пневматических датчиков давления. По распределению давления, а также с помощью визуализации шелковинками было определено положение линии отрыва на различных углах атаки. Для $\alpha = 12.5^\circ$ она оказалась в точке с $x_T = 290$ мм, где затем и был помещен датчик ТТА.

На рис. 2 представлена зависимость термоэдс E датчика от угла атаки α . При прохождении линии отрыва через датчик $E = E_{max}$, что является весьма важным обстоятельством при фиксации момента отрыва, так как не требует дополнительного усиления сигнала, а значит, и дополнительных усилительных систем.

Затем были проведены исследования на профиле со щитком Крюгера на передней кромке с целью управления положением линии отрыва на основе информации датчика. Длина хорды щитка составляла 22% хорды профиля. На рис. 3 представлены результаты этих исследований, а именно, зависимость термоэдс датчика от угла отклонения щитка $\delta_{щ}$. Положение датчика на профиле то же, что и на рис. 2. Хорда щитка в убранном состоянии образовывала с хордой профиля угол $\beta = 25^\circ$.

На рис. 4 представлены совмещенные результаты показаний двух датчиков, расположенных на профиле крыла друг за другом. В случае отключенной механизации $\delta_{щ} = 0^\circ$ линия отрыва

занимала положение $\bar{x}_1 = 64\%$ хорды профиля (такое же как и на рис.2), и в электрической цепи датчика ТТА1 возникла термоэдс E_{max1} . Для отклоненной механизации линия отрыва смещалась вниз по потоку, и при $\delta_{щ} = 65^\circ$ занимала положение $\bar{x}_2 = 75\%$ хорды профиля. В данном случае датчиком ТТА2, расположенным в этой точке, выработывалась термоэдс E_{max2} .

На основе информации от двух и более датчиков с помощью механизации передней кромки крыла можно на различных углах атаки удерживать линию отрыва потока ближе к задней кромке профиля, сохраняя тем самым безотрывное обтекание на большей площади поверхности крыла.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Информация, полученная от системы из множества таких датчиков одновременно и обработанная бортовой ЭВМ даст более детальную картину состояния пограничного слоя в данном режиме полета. Это, в свою очередь, обеспечит возможность более эффективного использования имеющейся на крыле механизации, а также даст возможность создания новых видов механизации крыла, улучшая тем самым аэродинамические характеристики ЛА и повышая безопасность его полета.

1. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
2. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет. Справочник. – М.: Машиностроение, 1990. – 285 с.
3. А. С. 312203 СССР, МКИ G01P 5/12. Насадок термоанемометра / М.П. Ставровская, Б.А Ставровский // Открытия. Изобретения. – 1972. – N 10. – С. 53.
4. Андреева Н.А. Исследование пограничного слоя на обтекаемой поверхности с помощью термопарного термоанемометра // Сб. тез. докл. 3-й межведомст. НТК. – Киев: КИВВС, 1994. – С. 46.
5. Андреева Н.А. Методика исследования состояния пограничного слоя на несущих поверхностях ЛА на основе термопарного термоанемометра (ТТА) // Дисс. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук. – Киев: КИВВС, 1996. – 200 с.