

## Новые возможности экспериментальной установки «Аэродинамическая труба»

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»*

Усовершенствована экспериментальная лабораторная установка «Аэродинамическая труба» доработкой электромеханических однокомпонентных весов до возможности измерять подъемную силу и продольный момент, разработана новая структура программного обеспечения лабораторного эксперимента. Предложен алгоритм расчета аэродинамических коэффициентов по измеряемым в ходе лабораторного эксперимента параметрам.

**Ключевые слова:** аэродинамическая труба, воздушный поток, аэродинамические сила и момент, электромеханические весы, механизм уравнивания.

Экспериментальное определение в аэродинамической трубе сил и моментов, возникающих на модели объекта управления в потоке воздуха, является самой наглядной иллюстрацией процессов взаимодействия движущегося в воздушной среде объекта. Существующие компьютерные средства расчета аэродинамических характеристик [1] позволяют получать их в том же объеме, однако требуют очень детального описания как самого потока, так и исследуемой модели. Существующая несколько лет экспериментальная лабораторная установка [2] кафедры систем автоматического управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» усовершенствована и имеет следующие дополнительные возможности: электромеханические однокомпонентные весы доработаны и позволяют определять не только силы, но и моменты, разработана новая структура программного обеспечения лабораторного эксперимента, реализованная в компьютерной части установки.

Экспериментальная лабораторная установка представляет собой аэродинамическую трубу Т301 (рис.1) замкнутого типа круглого, переменного по длине трубы поперечного сечения с открытой рабочей частью. Воздушный поток создается тремя вентиляторами, приводы которых имеют независимое управление.



Рис. 1. Общий вид аэродинамической трубы Т301

Два вентилятора располагают перед рабочей частью, третий – за ней. Скорость воздушного потока может изменяться установкой различных по диаметру сопел, через которые поток набегаёт на модель.

Аэродинамические силы измеряются электромеханическими однокомпонентными весами (рис. 2), состоящими из амортизированного основания, узла крепления модели, поворотной платформы, блока согласования датчика оборотов с ПЭВМ.

Весы представляют собой сбалансированную вращающуюся следящую систему конструктивных элементов, установленную на подвижном основании, способную размещать исследуемую модель в рабочей части трубы, воспринимать, уравнивать и измерять силу лобового сопротивления, подъемную силу и продольный момент, возникающие на модели от воздействия набегающего потока воздуха.

Подвижное основание состоит из квадратной стальной плиты 4 и стальной опорной трубы 3 (рис. 2), приваренной в центре стальной трубы. Плита опирается на амортизированные опоры 5, установленные по углам плиты, и может перемещаться по поверхности стола, обеспечивая потребное расположение модели в воздушном потоке трубы. На опорной трубе 3 фиксируется с помощью стопорного болта 1 основание 2 поворотной платформы, в подшипниках которого размещается ось 6 поворотной платформы.

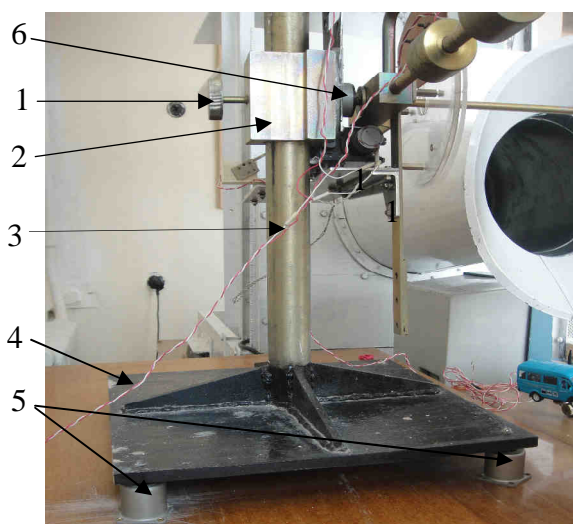


Рис. 2. Подвижное основание весов

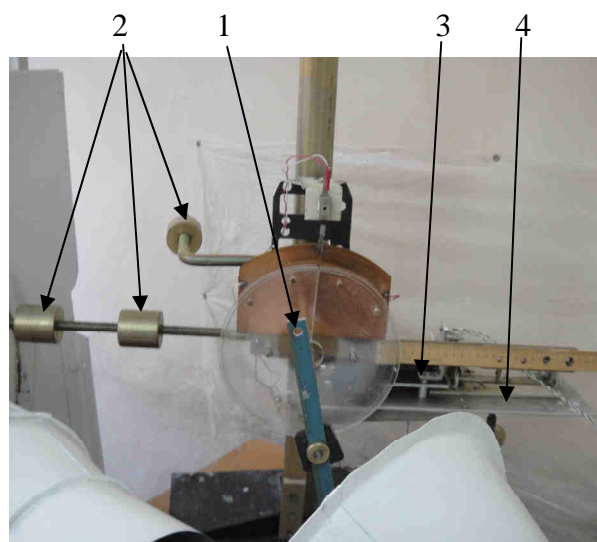


Рис.3. Поворотная платформа

Главной частью весов является поворотная платформа (рис. 3), оборудованная узлом крепления 1 исследуемых моделей, тремя балансирующими грузами 2, механизмом уравнивания 3 возникающих сил и моментов. Ось вращения поворотной платформы 1 крепится в подшипниках основания 2 (рис. 2), которое может перемещаться вверх и вниз вдоль опорной трубы весов для изменения положения исследуемой модели в потоке по высоте.

Для начального уравнивания поворотной платформы и изменения чувствительности весов используют балансирующие грузы 2 (рис. 3), которые могут перемещаться по специальным винтовым штокам: два перпендикулярно и один параллельно оси вращения поворотной платформы.

Механизм уравнивания (рис. 4) состоит из груза 4 весом 0,665 кг, подвешенного к каретке ходового вала 3 и его привода 1. Перемещением груза по закрепленному на основании платформы ходовому валу компенсируется возмущающий момент, возникающий на модели от воздействия потока воздуха. Ходовой вал вращается через редуктор 2 приводом 1 (электродвигатель постоянного тока). Управляется привод электромеханической следящей системой (рис. 5), состоящей из источника питания напряжением  $\pm 20$  В, четырех подвижных контактов 2 разной полярности на узле крепления модели и двух неподвижных контактов 1, установленных на основании поворотной платформы.

Если на поворотную платформу не действуют возмущающие силы, то неподвижные контакты 1 следящей системы (рис. 5), выполненные в виде токопроводящих секторов и установленные на поворотной платформе, не попадают на подвижные 2 и привод 1 (рис. 4) обесточен. При уходе модели под действием потока воздуха от равновесного исходного состояния подвижные контакты следящей системы попадают на неподвижные и напряжение питания подводится к двигателю. Полярность контактов подобрана так, что автоматически обеспечивает компенсацию возмущающего момента перемещением груза. При достижении каретки с грузом положения, соответствующего равенству моментов от аэродинамической силы на модели и силы тяжести груза, неподвижные контакты занимают место между токопроводящими секторами контактного устройства и обесточивают привод. В цепь питания привода включены концевые прерыватели 6 (рис. 4), которые разрывают ее, если груз 4 выходит за крайнее допустимое положение.

На ходовом валу закреплен диск с отверстием 7 для прохождения светового потока между контактами оптико-электронной пары 5 и формирования сигнала о количестве оборотов вала. К электропроводящей части диска прилегает контактное устройство 8, с помощью которого включается лампа визуальной индикации числа оборотов ходового вала. Данные с оптико-электрического счетчика оборотов 5 через блок согласования передаются на ПЭВМ.



Рис. 4. Механизм уравнивания

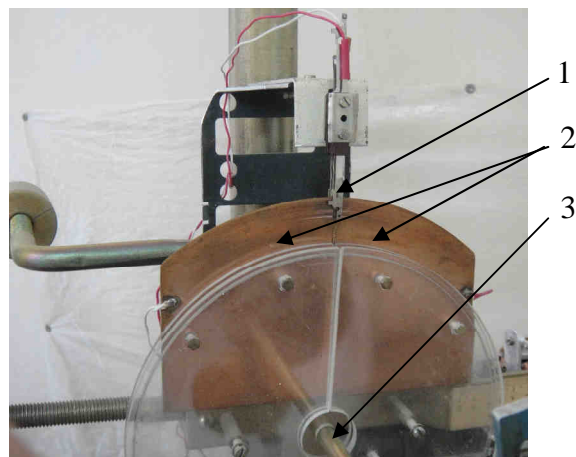


Рис. 5. Контактное устройство

На весах исследуемые модели фиксируют с помощью узла крепления (рис. 6). В его состав входят:

- ось вращения поворотной платформы (см. поз. 3 рис. 5);
- балка 2 крепления модели с установочными отверстиями 1, сектором 3 установки угла атаки и балансировочным грузом 4;

- стержень 5 крепления модели с поводком 6 установки угла атаки;
- фиксатор 7 поводка на секторе 3 установки угла атаки;
- гайки крепления отдельных частей узла друг к другу.

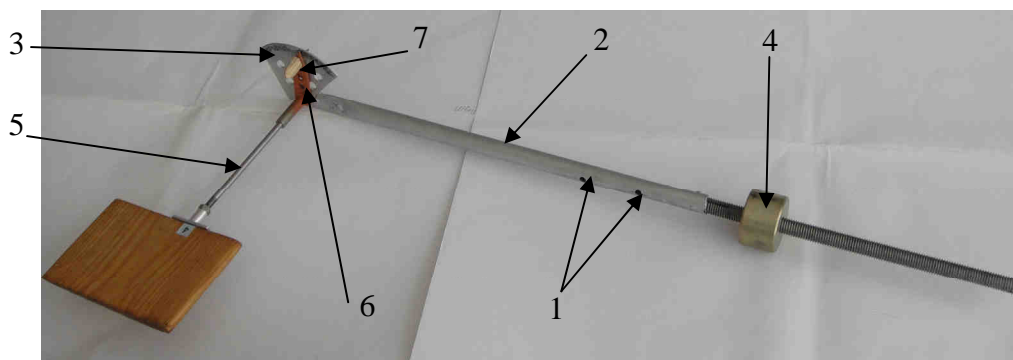


Рис. 6. Балка крепления моделей

Существующая балка крепления была доработана сектором 3 установки угла атаки с поводком 6 и фиксатором 7, а также двумя отверстиями 1, что позволило на однокомпонентных весах при горизонтальном положении балки крепления моделей расширить измерения аэродинамических сил на подъемную силу и продольный момент, до этого коэффициенты подъемной силы и продольного момента получали путем пересчета.

Балку крепления 2 модели устанавливают на резьбовой торец оси вращения поворотной платформы (поз. 3 рис. 5) в одно из установочных отверстий 1 и зажимают гайкой.

Два установочных отверстия 1 (рис. 6) в корпусе балки, расстояние между которыми – 50 мм, предоставляют возможность в эксперименте изменять плечо модели относительно оси вращения поворотной платформы весов:  $L_1 = 341$  мм и  $L_2 = 291$  мм. На секторе 3 просверлены 15 отверстий для фиксации модели с шагом в 5 градусов под требуемым в эксперименте углом атаки.

Для балансировки балки с моделью относительно оси вращения поворотной платформы используют балансировочный груз 4, который можно перемещать по резьбовому стержню. Модель крепят встроенной гайкой на резьбовой конец стержня 5.

Модель в экспериментах располагают вблизи центра потока и посередине рабочей части трубы или ближе к входному конфузору обратного канала. Допускается попадание части модели внутрь конфузора за его входное сечение. Никакие части поворотной платформы, деталей крепления модели и самой модели не должны касаться корпусных элементов трубы.

В настоящее время в аэродинамической трубе с помощью однокомпонентных весов можно измерять подъемную силу, силу лобового сопротивления и продольный момент модели относительно оси вращения поворотной платформы, а при повороте модели – боковую силу и поперечный момент.

Для измерения силы лобового сопротивления балка крепления моделей должна находиться в положении, показанном на рис. 7.

Для измерения подъемной силы и продольного момента балку крепления моделей устанавливают и фиксируют на оси крепления так, как показано на рис. 8.

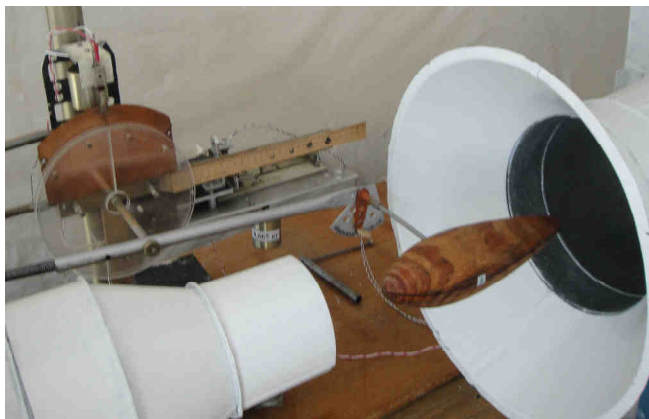


Рис. 7. Положение модели для измерения силы лобового сопротивления



Рис. 8. Измерение подъемной силы и продольного момента

В основе определения аэродинамических сил, возникающих на модели при продувке ее в аэродинамической трубе, лежит принцип уравнивания возмущающего момента силы.

Поворотная платформа весов с установленной в рабочей части трубы моделью в исходном состоянии сбалансирована и находится в равновесии. При появлении воздушного потока на модель начинают действовать силы, отклоняющие платформу от состояния равновесия. Механизм уравнивания 3 (см. рис. 4) перемещает груз 4 в соответствующую сторону и возвращает поворотную платформу в исходное состояние. При этом груз перемещается на расстояние, которому соответствует определенное количество оборотов диска 7, такое же количество включений лампы визуальной индикации числа оборотов ходового вала на пульте управления установкой. С оптико-электрического счетчика оборотов 5 информация через блок согласования поступает на ПЭВМ.

На рис.9 показаны силы, приложенные к поворотной платформе весов:  $F$ ,  $M_z$  – аэродинамическая сила и продольный момент, возникающие на модели в потоке;  $G_r$  и  $G_r^B$  – сила веса в исходном и балансирующем положении. Кроме того, обозначены:  $H$  – плечо аэродинамической силы относительно оси вращения поворотной платформы;  $\Delta L$  – смещение компенсирующего груза, вызванное действием аэродинамических сил.

Плечо аэродинамической силы – это расстояние от места крепления модели на балке до оси вращения поворотной платформы, плечо может быть двух величин:  $H_1 = 341$  и  $H_2 = 291$  мм.

Уравнение равновесия поворотной платформы при действии аэродинамических сил и веса груза для большего плеча  $H_1$  имеет вид

$$F \cdot H_1 + M_z = G_r \cdot \Delta L_1. \quad (1)$$

Это уравнение с двумя неизвестными, для его решения необходимо составить второе уравнение равновесия, которое получается при уравнивании той же модели на том же угле атаки, но на меньшем плече  $H_2$ :

$$F \cdot H_2 + M_z = G_r \cdot \Delta L_2. \quad (2)$$

Выразим из первого уравнения момент

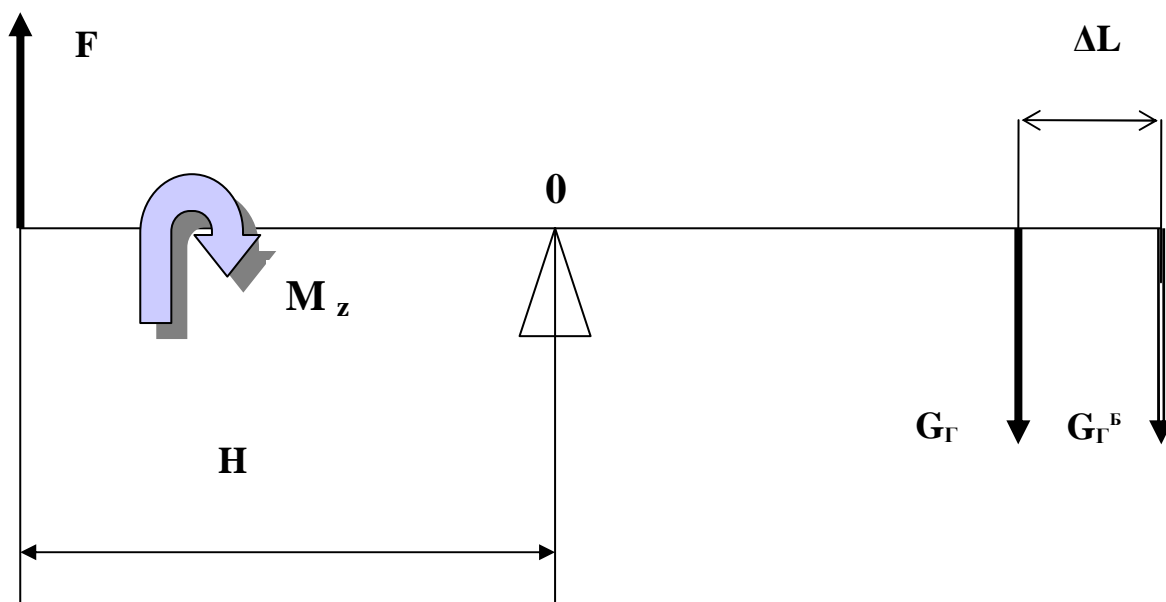


Рис. 9. Силы, действующие на поворотную платформу

$$M_z = G_{\Gamma} \cdot \Delta L_1 - F \cdot H_1. \quad (3)$$

Подставив это выражение для продольного момента во второе уравнение  $F \cdot H_2 - F \cdot H_1 + G_{\Gamma} \cdot \Delta L_1 = G_{\Gamma} \cdot \Delta L_2$ , получим формулу для расчета аэродинамической силы:

$$F = \frac{G_{\Gamma} (\Delta L_2 - \Delta L_1)}{H_2 - H_1}. \quad (4)$$

И, наконец, из (3) определим продольный момент:

$$M_z = G_{\Gamma} \cdot \Delta L_1 - \frac{G_{\Gamma} (\Delta L_2 - \Delta L_1)}{H_2 - H_1} H_1 = \frac{\Delta L_1 \cdot H_2 - \Delta L_2 \cdot H}{H_2 - H_1} G_{\Gamma}. \quad (5)$$

Если в эксперименте необходимо определить только аэродинамическую силу, то уравнение равновесия моментов относительно оси поворотной платформы имеет вид  $F \cdot H = G_{\Gamma} \cdot \Delta L$ , откуда

$$F = \frac{G_{\Gamma} \cdot \Delta L}{H}. \quad (6)$$

Перемещение компенсирующего груза  $\Delta L$  определяется произведением шага резьбы ходового вала на количество оборотов, которое делает ходовой вал при компенсации возмущения от аэродинамической силы:

$$\Delta L = t \cdot N, \quad (7)$$

где  $t$  – шаг резьбы, равный 1 мм;  $N$  – число оборотов ходового вала.

При проектировании летательных аппаратов (ЛА) и систем автоматического управления удобнее использовать систему безразмерных коэффициентов аэродинамических сил и моментов. В этой системе все силы и моменты, возникающие в процессе взаимодействия с воздухом движущегося ЛА, отнесены к его строго определенным геометрическим характеристикам – площади крыла или отдельной части ЛА, площади миделева (наибольшего поперечного потоку) сечения, размаху крыла, аэродинамической хорде.

Зная аэродинамические коэффициенты и характерные параметры, к которым эти коэффициенты приведены, легко определить силы и моменты, действующие на ЛА в заданных условиях полета.

Выражения для проекций аэродинамических сил на связанные оси и моментов относительно этих осей через безразмерные коэффициенты имеют следующий вид:

$$X = -c_x \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = -c_x \cdot q \cdot S; \quad M_x = m_x \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot l = m_x \cdot q \cdot S \cdot l; \quad (8)$$

$$Y = c_y \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = c_y \cdot q \cdot S; \quad M_y = m_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot l = m_y \cdot q \cdot S \cdot l; \quad (9)$$

$$Z = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = c_z \cdot q \cdot S; \quad M_z = m_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot b = m_z \cdot q \cdot S \cdot b; \quad (10)$$

$$R = \sqrt{(-X_1)^2 + Y_1^2 + Z_1^2}; \quad M = m_m \cdot q \cdot S \cdot l = \sqrt{M_x^2 + M_y^2 + M_z^2}, \quad (11)$$

где  $c_x$  – коэффициент тангенциальной силы сопротивления;  $m_x$  – коэффициент момента крена (поперечный);  $c_y$  – коэффициент нормальной или подъемной силы;  $m_y$  – коэффициент момента рыскания (путевой);  $c_z$  – коэффициент поперечной или боковой силы;  $m_z$  – коэффициент момента тангажа (продольный);  $R$  – полная аэродинамическая сила;  $M$  – полный момент; коэффициент полного момента

$$m_m = \sqrt{m_x^2 + m_y^2 + \left(\frac{b}{l} m_z\right)^2}. \quad (12)$$

В приведенных выше уравнениях обозначены:  $q$  – скоростной напор, кг/м<sup>2</sup>;  $S$  – характерная площадь, м<sup>2</sup>;  $b$  – хорда крыла, м<sup>2</sup>;  $l$  – размах крыла, м<sup>2</sup>;  $\rho$  – плотность воздуха на высоте полета, кг·сек<sup>2</sup>/м<sup>4</sup>.

Для расчета безразмерных аэродинамических коэффициентов по результатам измерений в трубе приравняем выражения для сил (6) и моментов (5) к выражениям (8) – (10). Для продольной силы или силы лобового сопротивления

$$c_x \cdot q \cdot S = \frac{G_r (\Delta L_2 - \Delta L_1)}{H_2 - H_1},$$

отсюда

$$c_x = 2 \frac{G_r (\Delta L_2 - \Delta L_1)}{(H_2 - H_1) \rho \cdot V^2 \cdot S}. \quad (13)$$

Для продольного момента  $m_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot b = \frac{\Delta L_1 \cdot H_2 - \Delta L_2 \cdot H_1}{H_2 - H_1} G_r,$

отсюда  $m_z = 2 G_r \frac{\Delta L_1 \cdot H_2 - \Delta L_2 \cdot H_1}{(H_2 - H_1) \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot b}.$  (14)

Поскольку перемещение груза  $\Delta L$  (7) равно произведению числа оборотов ходового винта  $N$  на шаг резьбы винта  $t$ , а плотность воздуха [3] на геометрической высоте Харькова в 148 м над уровнем моря равна  $0,124 \text{ кг} \cdot \text{с}^2/\text{м}^4$ , после подстановок получим расчетные формулы для безразмерных аэродинамических коэффициентов в следующем виде:

для нормальной силы  $C_y = 0,32258 \cdot G_r \frac{N_1 - N_2}{V^2 \cdot S};$  (15)

для продольного момента  $m_z = 0,32258 \cdot G_r \frac{341 \cdot N_2 - 291 \cdot N_1}{V^2 \cdot S \cdot b}.$  (16)

Здесь скорость выражается в размерности м/с, площадь – в м<sup>2</sup>, хорда крыла – в мм.

Силу лобового сопротивления без учета продольного момента определяют из формулы (6):

$$F = \frac{G_r \cdot \Delta L}{H} = c_x \cdot q \cdot S, \text{ откуда}$$

$$c_x = \frac{2 G_r \cdot N \cdot t}{\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot H}. \quad (17)$$

Расчетное соотношение для коэффициента силы лобового сопротивления имеет вид:

$$c_x = 10,7258 \frac{N}{H \cdot V^2 \cdot S}. \quad (18)$$

В результате представленных в настоящей статье доработок стенд «Аэродинамическая труба» позволяет определять аэродинамические коэффициенты сил и моментов продуваемой модели относительно строительных осей.



### Список литературы

1. Основные элементы SolidWorks [Текст]: учеб. пособие. – США, 2009. – 550 с.
2. Гордин, А.Г. Самолет как объект управления [Текст]: учеб. пособие / А. Г. Гордин. – Х.: Нац. Аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2001. – 102 с.
3. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры.– М.: ИПК издательство стандартов, 2004. – 180 с.

Поступила в редакцию 23.01.2017

### Нові можливості експериментальної установки «Аеродинамічна труба»

Удосконалено експериментальну лабораторну установку доопрацюванням електромеханічних однокомпонентних ваг до можливості вимірювати піднімальну силу і продольний момент, розроблено нову структуру програмного забезпечення лабораторного експерименту. Запропоновано алгоритм розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів за параметрами, що вимірюються в ході лабораторного експерименту.

**Ключові слова:** аеродинамічна труба, повітряний потік, аеродинамічні сила і момент, електромеханічні ваги, механізм рівноваги.

### New Features of the Experimental Setup "Aerodynamic Tube"

Improved experimental laboratory setup refining electromechanical-mechanical component scales to measure the possibility of lifting force and probeat time, it developed a new structure of the software of a laboratory experiment. An algorithm for calculating the aerodynamic coefficients measureemym during a laboratory experiment parameters.

**Keywords:** wind tunnel, the air flow, the aerodynamic force and moment, turntable, electro-mechanical scales, balancing mechanism

#### Сведения об авторах:

**Кочук Сергей Борисович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры № 301 “Систем управления летательными аппаратами”, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

**Яценко Виктор Алексеевич** – инженер 1-ой категории кафедры № 301 “Систем управления летательными аппаратами”, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.