

DOI:  
**ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ АЭРОМЕХАНИКИ И ДИНАМИКИ  
ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Диане С.А.К.<sup>1</sup>, Миодушевский П.В.<sup>1</sup>, Миодушевский А.П.<sup>1</sup>, Легович Ю.С.<sup>1</sup>, Гончаренко  
В.И.<sup>1,2</sup>,

<sup>1</sup>*Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Россия, г. Москва  
ул. Профсоюзная д.65*

<sup>2</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4  
[legov@ipu.ru](mailto:legov@ipu.ru), [fvo@mai.ru](mailto:fvo@mai.ru)*

*Аннотация: На всех этапах жизненного цикла беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) возникает необходимость в экспериментальных исследованиях их характеристик. Частично, экспериментальные исследования такого рода можно было бы выполнить на установках типа традиционных аэродинамических труб. Однако, в существующих аэродинамических трубах невозможно регулировать скорость воздушного потока, как это требуется для исследований динамики полёта современных БПЛА. Разработана принципиально новая концепция лабораторного стенда и методика для исследований аэромеханики и проблем управления БПЛА.*

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, лабораторный стенд, исследование аэродинамических характеристик.

*Работа подготовлена при поддержке программы президиума РАН подпрограмма № 7.4 (30) "Теория и технологии многоуровневого децентрализованного группового управления в условиях конфликта и кооперации".*

## **Введение**

В настоящее время в США и в Европе правила регулирования полётов в общем воздушном пространстве существенно упрощены для малых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), у которых вес не превышает 25 кг. При этом за надёжность БПЛА, за безопасность его полётов для окружающей среды, включая людей и животных, отвечает проектировщик и производитель, как это принято в «большой» авиационной промышленности. Поэтому на всех этапах жизненного цикла существует необходимость экспериментальных исследований БПЛА и подтверждения их характеристик. Для проведения таких исследований необходимо лабораторное оборудование, которое позволит воспроизводить аэродинамические и инерционные силы, действующие на БПЛА в полёте. Необходимо при этом принять во внимание, что на исследуемом экземпляре БПЛА должны быть установлены и должны функционировать, в соответствии с воспроизводимой программой полёта, все механизмы, моторы, устройства силовой электроники, пропеллеры и т.п. Частично экспериментальные исследования такого рода можно было бы выполнить на установках типа традиционных аэродинамических труб. Однако в существующих аэродинамических трубах невозможно регулировать скорость воздушного потока так быстро, как это требуется для исследований динамики полёта современных БПЛА. Также необходимо отметить, что использование существующих аэродинамических труб для испытаний малых БПЛА экономически нецелесообразно.

Следует отметить, что предлагаемый лабораторный стенд нового типа для испытаний малых БПЛА может быть использован в научно-исследовательских, производственных и образовательных организациях для проведения исследований и обучения студентов по тематике курсов аэродинамики, динамики полёта, систем управления летательными аппаратами и др.

БПЛА малых размеров неизбежно должны летать на режимах, для которых характерны малые числа Рейнольдса ( $Re$ ). Результаты исследований, приведенные в работах [1-3], показывают, что при малых числах  $Re$  наблюдаются явления гистерезиса аэродинамических характеристик (подъёмной силы и сопротивления) крыла. При ускорении летательного аппарата коэффициент подъёмной силы крыла  $C_y$  растёт, а при торможении уменьшается. При этом, когда достигаются достаточно малые числа  $Re$ , снижение величины подъёмной силы происходит скачкообразно. Следовательно, важно точно регулировать не только скорость, но и ускорение (замедление) воздушного потока при экспериментальных исследованиях аэромеханики и динамики полёта беспилотных летательных аппаратов.

Результаты анализа известных подходов и устройств исследования аэродинамических характеристик БПЛА показали следующее. Известен способ определения аэродинамических характеристик воздушных судов RU 2 460 982 C1, 28.03.2011. Способ включает исследование модели

воздушного судна (ВС) в аэродинамической трубе и проведение летных испытаний. В качестве наблюдаемых параметров принимаются суммарные значения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, вычисленные на основе измерений параметров в полете, а в качестве заданных функций, с помощью которых строится структурная или конструкционная матрица при идентификации по методу наименьших квадратов, используют функции, являющиеся составляющими коэффициентов аэродинамических сил и моментов в модели аэродинамических характеристик, полученной на основе продувок в аэродинамических трубах.

Известны способ, принятый за прототип, и устройство для определения аэродинамических характеристик летательного аппарата RU 2 561 829 C2, 22.08.2013. Способ заключается в том, что АДХ ЛА определяются в гидродинамической трубе (ГТ) при использовании в качестве среды обтекания ЛА воды. Модель ЛА устанавливают в ГТ, закрепляют в верхней державке головную часть модели и в нижней державке хвостовую часть модели, при этом в державках устанавливают тензодатчики замера поперечной и боковой силы, а также замера момента, в ГТ устанавливают датчики замера скорости потока воды. Затем включают двигатель, создающий поток жидкости в трубе, устанавливают необходимую скорость потока воды и измеряют силы поперечную и боковую силы и момента. Недостатком данного способа является необходимость использования жидкости в качестве рабочей среды для измерения параметров БПЛА, а также отсутствие возможности изменения положения БПЛА по вертикальной оси.

Известно устройство для определения аэродинамических характеристик модели ракеты авиационного базирования RU 2 564 054 C1, 24.04.2014. Устройство содержит модель ракеты со съемной носовой частью, установленную на внутримодельных шестикомпонентных тензовесах с помощью конической посадки, соединенных с внутренней державкой, прикрепленной к модели носителя, установленной в аэродинамической трубе, оснащенной тензостанцией и пультом управления в препараторской. Технический результат заключается в повышении достоверности измерений.

Наиболее близким аналогом предлагаемого устройства, является устройство для определения аэродинамических нагрузок, действующих на оперение модели RU 2 596 038 C2, 23.01.2015. Устройство содержит модель объекта, установленную на хвостовой державке, закрепленной в стойке аэродинамической трубы, и измерительное весовое устройство, соединяющее державку с испытываемой моделью. Измерительное весовое устройство представляет собой тензовесы рулей и тензовесы крыльев, установленных в хвостовом и крыльевом отсеках модели соответственно. Измерительная поворотная консоль руля посажена на кронштейн, закрепленный в тензовесах руля, а измерительная поворотная консоль крыла посажена на кронштейн, закрепленный в тензовесах крыла. Технический результат заключается в возможности расширения диапазона исследований с высокой степенью достоверности при определении аэродинамических нагрузок, действующих на складные рули и крылья модели при различных вариациях их взаимного расположения.

Недостатком данного устройства является отсутствие возможности регулировать скорость воздушного потока в динамическом режиме. Кроме того, не предусмотрена возможность исследования влияния положения центра масс на характеристики аэромеханики БПЛА, а также исследования влияния нестационарного воздушного потока на характеристики аэродинамики, устойчивости и управляемости летательного аппарата.

## **1 Описание конструкции предлагаемого устройства для экспериментальных исследований аэромеханики и динамики полёта беспилотных летательных аппаратов**

Предлагаемое устройство содержит средства создания воздушного потока, которые выполнены в виде группы пропеллеров ( $P_1, P_2, \dots, P_n$ ), каждый из которых имеет индивидуальный быстродействующий привод, состоящий из бесколлекторного электромотора с регулятором скорости вращения и датчиков скорости воздушного потока, создаваемого данным пропеллером, причём пропеллеры расположены, как минимум, в три параллельных ряда (один ряд над другим), что обеспечивает возможность моделировать неравномерное распределение скорости и турбулентности воздушного потока.

На первом этапе предлагается разработать стенд, который будет иметь 12 пропеллеров; диаметр каждого пропеллера  $D=0,5$  м. Пропеллеры расположены в три параллельных ряда, (один ряд над другим), по четыре пропеллера в каждом ряду. Такое расположение пропеллеров обеспечивает возможность моделировать неравномерное распределение скорости и турбулентности воздушного потока. Расстояние от плоскости вращения пропеллеров до носовой части фюзеляжа БПЛА должно быть равно 0,6 м - 0,7 м. Размеры струи воздушного потока в рабочей части: ширина 2м, минимальный

размер по высоте 0,75 м. С помощью моторов типа Hacker A80-8 можно достичь величины скорости воздушного потока  $U = 100 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ . Для испытаний большинства современных малых БПЛА, взлётный вес которых не превышает 25 кг, достаточно на стенде иметь величину скорости воздушного потока  $U = 35 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ . Для этого можно использовать менее мощные и обладающие быстродействующим управлением моторы фирмы Scorpion Power типа SII-2215-1400kV.

Предлагаемое устройство позволяет расширить диапазон и направления изменения скоростей воздушного потока. Новым техническим решением в предлагаемом устройстве является конструкция встроенного в фюзеляж шестикомпонентного динамометра, в котором для измерения сил и моментов используется восемь тензометрических балок. Техническим результатом предлагаемого способа является возможность точного регулирования скоростей и ускорений воздушного потока при экспериментальных исследованиях аэромеханики и динамики полета беспилотных летательных аппаратов. Такой результат способа достигается тем, что воспроизводится заданная величина скорости воздушного потока с помощью группы пропеллеров  $P_1, P_2, \dots, P_n$ ; периодически изменяется угол тангажа и положение аппарата по вертикальной оси; измеряются силы и моменты, действующие на летательный аппарат, с помощью шестикомпонентного динамометра.

На рис. 1 представлен общий вид устройства для экспериментальных исследований аэромеханики и динамики полёта беспилотных летательных аппаратов. Это устройство содержит средства для создания воздушного потока и управления его скоростью, средства измерения сил и моментов, действующих на исследуемый аппарат, средства управления положением исследуемого аппарата. С целью исследования динамической реакции летательного аппарата на переходных режимах полёта, средства создания воздушного потока выполнены в виде группы пропеллеров  $P_1, P_2, \dots, P_n$ , каждый из которых имеет индивидуальный быстродействующий привод, состоящий из бесколлекторного электрического мотора М с регулятором скорости (оборотов мотора) и датчиков скорости воздушного потока, создаваемой данным пропеллером. Причём пропеллеры расположены, как минимум в три параллельных ряда (один ряд над другим), что обеспечивает возможность моделировать неравномерное распределение скорости и турбулентности воздушного потока. На некотором расстоянии от пропеллеров установлены сетки сотовой конструкции С для уменьшения размеров вихрей в потоке.

Внутри фюзеляжа исследуемого аппарата установлен шестикомпонентный динамометр Дин, рама которого соединена с державкой Д, закреплённой на неподвижном основании стенда. Шестикомпонентный динамометр имеет опорную плиту ОП, которая соединена со стенкой шпангоута СШ исследуемого аппарата с помощью линейных электрических сервомеханизмов Л1, Л2, Л3, Л4. Современные линейные сервомеханизмы обеспечивают достаточно высокую скорость перемещения. Например, сервомеханизм типа FA-RA-22-XX фирмы Figelli в полностью нагруженном состоянии обеспечивает перемещение со скоростью 114 мм/сек. Программируя перемещения сервомеханизмов Л1, Л2, Л3, Л4, можно наклонить продольную ось исследуемого аппарата на заданный угол тангажа  $\alpha$ ; можно также перемещать положение центра масс исследуемого аппарата относительно опорной плиты ОП динамометра.

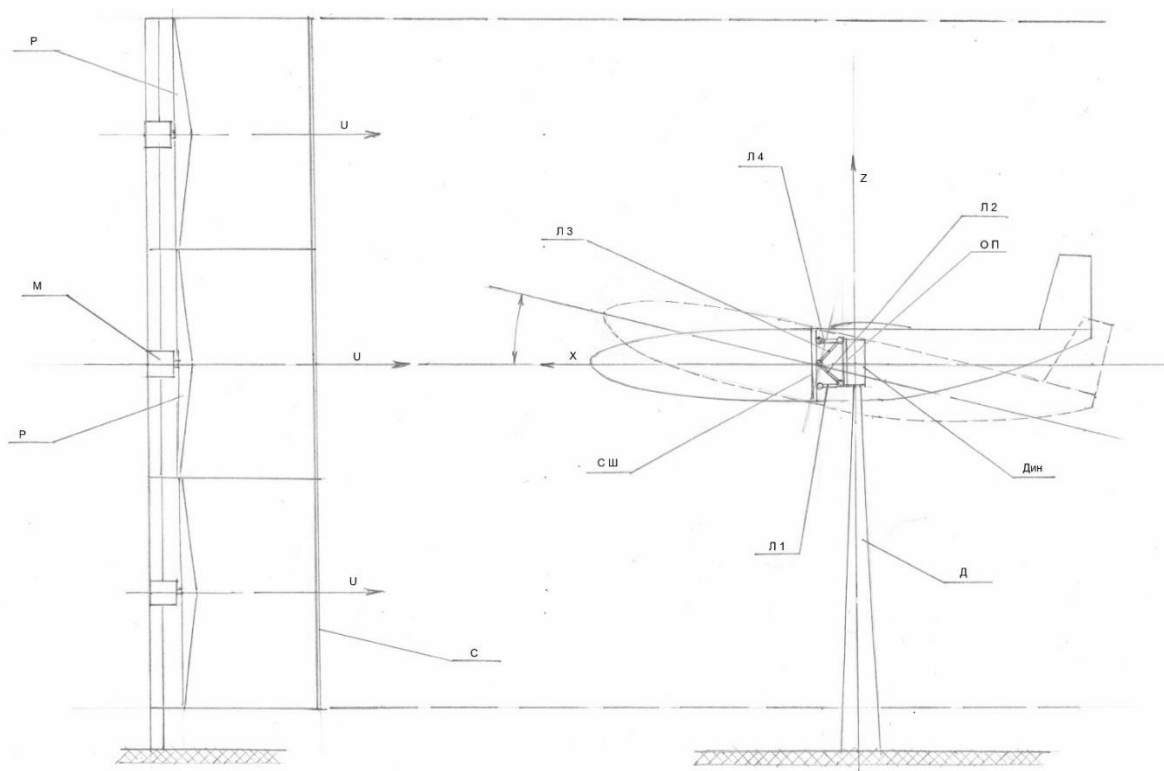


Рис. 1. Общий вид устройства

На рис. 2 представлен схематический чертёж шестикомпонентного динамометра, в котором для измерения сил и моментов используется восемь тензометрических балок. Две балки (Z1 и Z2), измеряющие силы, направленные вдоль оси Z, закреплены корневыми частями к опорной плите динамометра (ОП), обозначенной на фиг.3, как деталь 01. Продольные оси балок (Z1 и Z2) параллельны оси X, а другие концы этих балок жестко соединены с первым поперечным диском ПД1, с которым жестко соединены корневые концы двух параллельных балок (Y1 и Y2), измеряющих силы, направленные вдоль боковой горизонтальной оси Y, причём продольные оси этих балок направлены противоположно направлению осей балок (Z1 и Z2), другие концы балок (Y1 и Y2) жестко соединены со вторым поперечным диском ПД2, к которому также жестко прикреплены корневые концы тензометрических балок X1, X2, X3, X4, измеряющих силы, направленные вдоль оси X, причём продольные оси балок X1 и X2 наклонены к вертикальной оси на  $-45^\circ$  и  $+45^\circ$ , соответственно, продольная ось балки X3 является продолжением продольной оси балки X1, продольная ось балки X4 является продолжением продольной оси балки X2, противоположные корневые концы балок X1, X2, X3, X4 жестко закреплены на раме динамометра, имеющей форму квадратного кольца в плоскости ZY, причём в нижней части рамы динамометра имеется разъемное соединение с державкой Д, которая установлена на неподвижном основании.

Конструкция этого динамометра даёт возможность определить силы и моменты, действующие на БПЛА, используя следующие формулы:

$$X=0,25(X1+X2+X3+X4);$$

$$Y=0,5(Y1+Y2);$$

$$Z=0,5(Z1+Z2);$$

$$M_x = (Z1 - Z2)D_x;$$

$$M_y = (X1 + X2 - X3 - X4)D_y;$$

$$M_z = (X1 + X3 - X2 - X4)D_z.$$

где X1, X2, X3, X4, Y1, Y2, Z1, Z2 это величины сил, которые были измерены с помощью соответствующих тензометрических балок;  $D_x, D_y, D_z$  – это плечи результирующих сил. Следовательно, можно точно определить величины  $D_x, D_y, D_z$  в процессе калибровки динамометра. Для этого нужно последовательно нагрузить динамометр заданным моментом  $M_x, M_y, M_z$ , произвести

измерения соответствующих сил  $X_1, X_2, X_3, X_4, Y_1, Y_2, Z_1, Z_2$ , а затем вычислить  $D_x, D_y, D_z$ , используя приведенные выше формулы.

По сравнению с известными способами экспериментальных исследований аэромеханики и динамики полёта беспилотных летательных аппаратов и устройствами для осуществления этих способов предлагаемое изобретение обладает следующими преимуществами.

1. Устройство позволяет регулировать скорость воздушного потока в динамическом режиме, моделируя ускорение и торможение летательного аппарата.
2. При измерении сил и моментов, действующих на исследуемый летательный аппарат, отсутствует взаимовлияние каналов. Силы и моменты определяются по простым формулам.
3. Обеспечивается возможность проведения следующих новых условий исследований, которые было невозможно выполнить на известных устройствах, применяя известные ранее способы:
  - экспериментальное исследование влияния нестационарного воздушного потока и нестационарного движения летательного аппарата на характеристики аэромеханики, устойчивость и управляемость летательного аппарата;
  - экспериментальное исследование влияния положения центра масс на характеристики аэромеханики летательного аппарата;
4. Предлагаемое устройство может быть использовано для экспериментальных исследований беспилотного летательного аппарата любой аэродинамической схемы, включая многороторные вертолёты и конвертопланы.

Недостатком предлагаемого устройства по сравнению с традиционными аэродинамическими трубами может явиться более высокий уровень турбулентности потока. Следует отметить, что оценка влияния турбулентности потока на результаты измерений в аэродинамических трубах является непростым делом [9], потому что требует определения критических значений числа  $Re$ , которые могут быть зависимы от объекта испытаний. Следует отметить, что при разумном планировании программы исследований можно достичь компромисса, выполнив часть исследований в аэродинамической трубе с низкой турбулентностью потока.

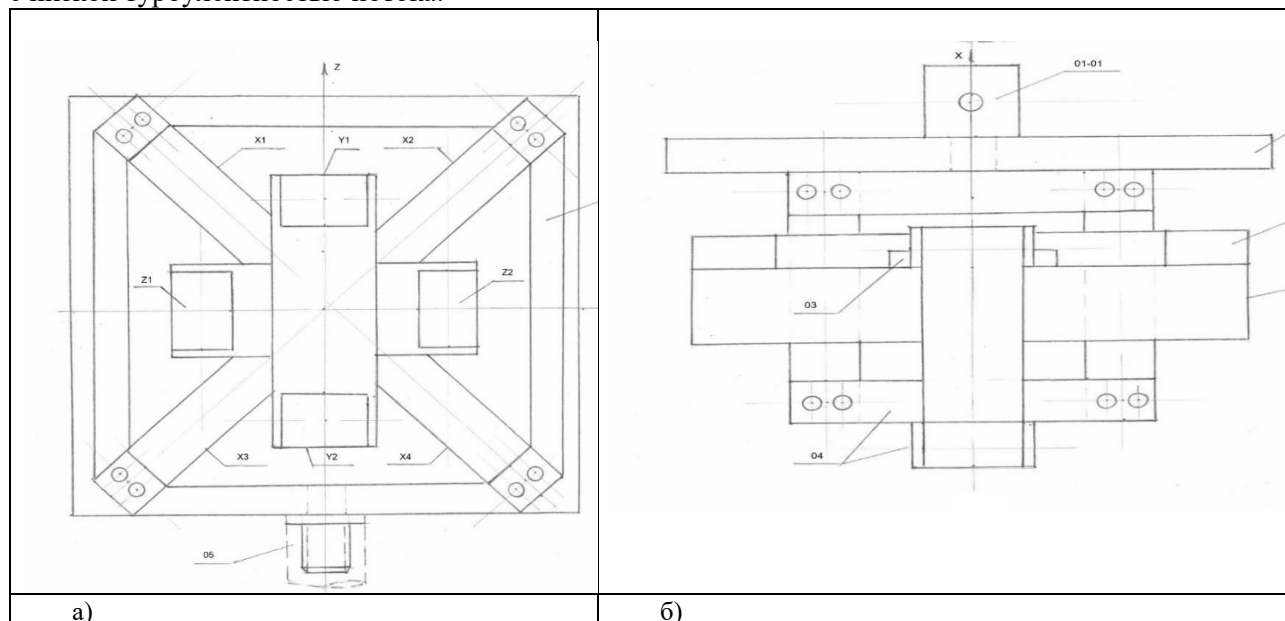
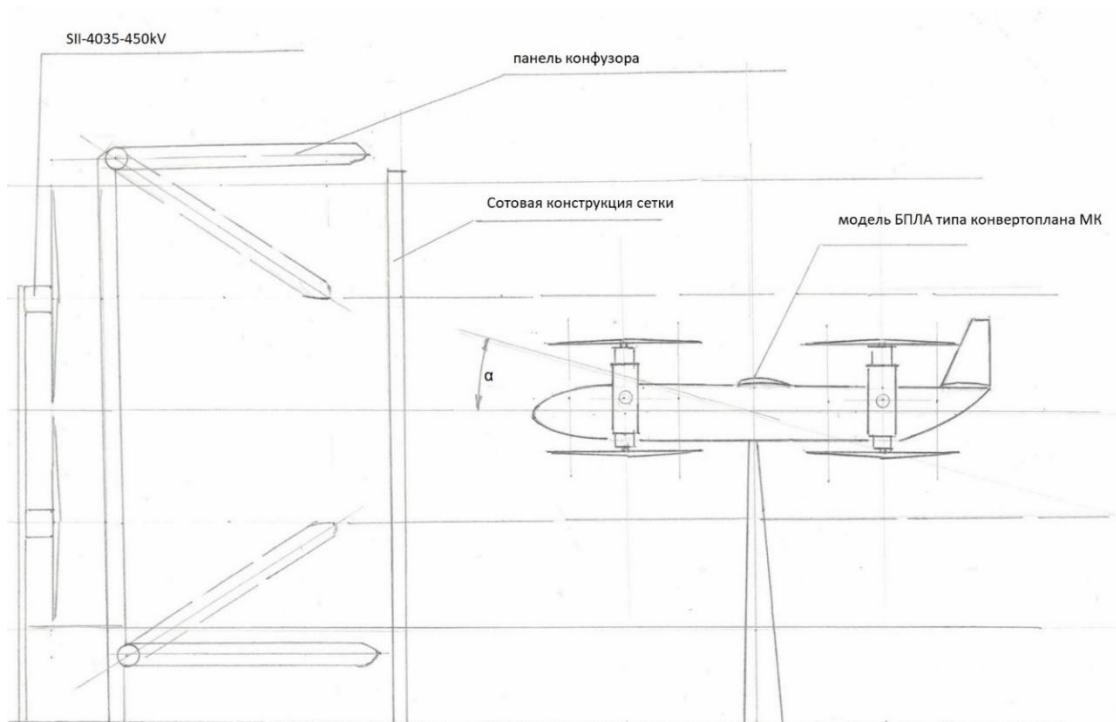


Рис. 2. Схема шестикомпонентного динамометра

На рис. 3 схематически показан конфузор с поворотными панелями. После конфузора для снижения турбулентности потока установлена сетка сотовой конструкции. При максимальном закрытии панелей конфузора обеспечивается увеличение скорости потока до 42,6 м/сек. Однако, при этом снижается высота струи воздушного потока в рабочей части, что существенно ограничивает достижимые углы атаки модели БПЛА. Регулирование положения панелей конфузора может быть выполнено с помощью быстродействующих линейных сервомеханизмов W9015 series СК Design Tech.



*Рис. 3. Схема конфузора с поворотными панелями*

## **2 Результаты исследований, явления гистерезиса аэродинамических характеристик**

БПЛА малых размеров неизбежно должны летать на режимах, для которых характерны малые числа Рейнольдса ( $Re$ ). Результаты исследований, приведенные в работах [1], [2], [3], показывают, что при малых числах  $Re$  наблюдаются явления гистерезиса аэродинамических характеристик (подъемной силы и сопротивления) крыла; при ускорении летательного аппарата коэффициент подъемной силы крыла  $C_y$  растёт, а при торможении уменьшается; при этом, когда достигаются достаточно малые числа  $Re$ , снижение величины подъемной силы происходит скачкообразно. Следовательно, важно точно регулировать не только скорость, но и ускорение (замедление) воздушного потока при экспериментальных исследованиях аэромеханики и динамики полёта беспилотных летательных аппаратов. Проиллюстрируем на рис. 4 явления статического гистерезиса аэродинамических характеристик графиками изменения коэффициента подъемной силы профиля S1210 в зависимости от угла атаки для различных чисел Рейнольдса, [3].

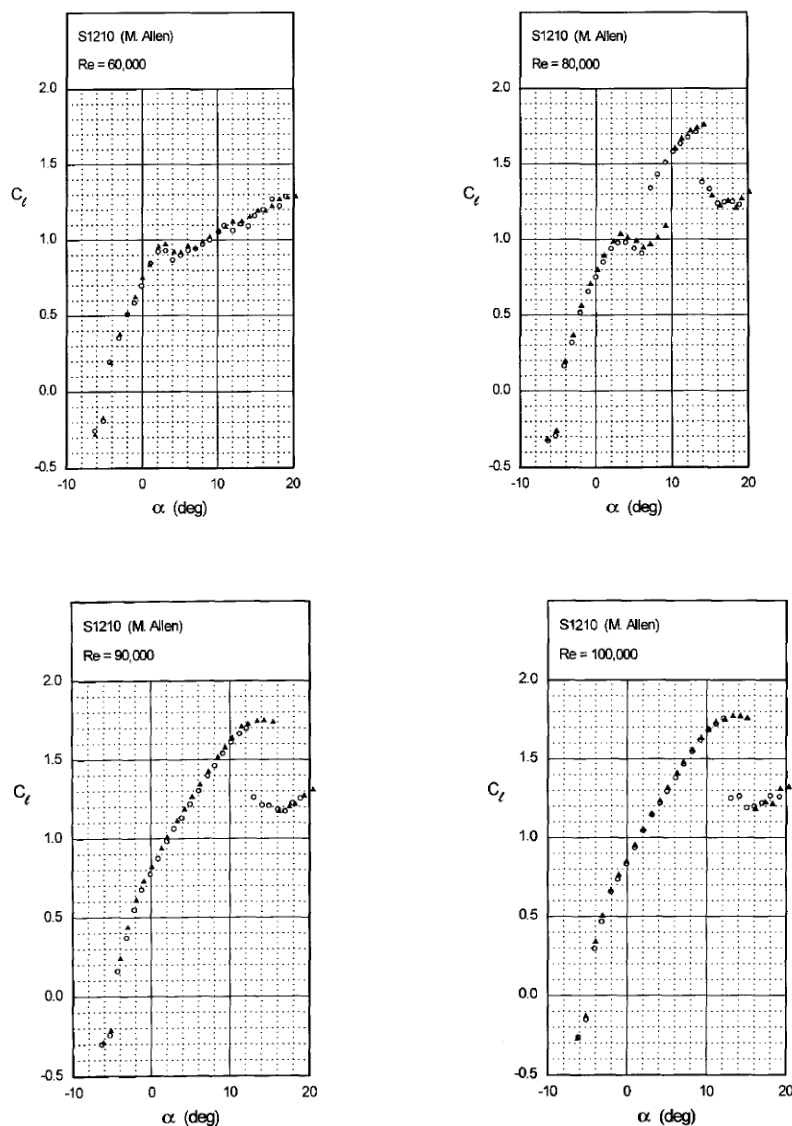


Рис. 4. Графиками изменения коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки для различных чисел Рейнольдса

Экспериментальные данные показывают, что на графиках для чисел  $Re=60000, 80000, 90000, 100000, 150000$  имеется гистерезис аэродинамических характеристик профиля. Графики для чисел  $Re=200000, 250000, 300000$  имеют однозначный плавный характер изменения коэффициента подъемной силы профиля S1210 в зависимости от угла атаки.

## Заключение

По сравнению с известными способами экспериментальных исследований аэромеханики и динамики полёта беспилотных летательных аппаратов и устройствами для осуществления этих способов предлагаемое изобретение обладает следующими преимуществами:

- 1) Устройство позволяет регулировать скорость воздушного потока в динамическом режиме, моделируя ускорение и торможение летательного аппарата;
- 2) При измерении сил и моментов, действующих на исследуемый летательный аппарат, отсутствует взаимовлияние каналов, силы и моменты определяются по простым формулам;
- 3) Обеспечивается возможность проведения следующих новых исследований, которые было невозможно выполнить на известных устройствах, применяя известные ранее способы:
  - а. экспериментальное исследование влияния нестационарного воздушного потока и нестационарного движения летательного аппарата на характеристики аэромеханики, устойчивости и управляемости летательного аппарата;

- в. экспериментальное исследование влияния положения центра масс на характеристики аэромеханики летательного аппарата;
- 4) Предлагаемое устройство может быть использовано для экспериментальных исследований беспилотного летательного аппарата любой аэродинамической схемы, включая многороторные вертолёты и конвертопланы.

## Литература

1. Брусов В.С., Петручик В.П. Проблемы исследования аэромеханики полёта беспилотных летательных аппаратов сверхмалой размерности // Вестник МАИ. Т.18, 2011, №2. – С. 9-14.
2. Georgios Deskos, Alfonso del Carre, Rafael Palacios. Department of Aeronautics, Imperial College London, United Kingdom, Assessment of low-altitude atmospheric turbulence models for aircraft aeroelasticity // URL: [https://www.researchgate.net/publication/334883954\\_Assess...](https://www.researchgate.net/publication/334883954_Assess...) 2 ago 2019.
3. Michael S. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren and Philippe Giguere, Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 1, 1995.
4. Michael S. Selig, James J. Guglielmo. High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design // JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 34, No. 1, January- February 1997.
5. Система для прогнозирования результатов натурных испытаний беспилотного летательного аппарата // URL: <https://findpatent.ru/patent/216/2163387.html>.
6. Универсальный стенд для определения характеристик электроприводов и двигателей действующих моделей БПЛА // URL: <https://edrid.ru/rid/216.015.523d.html>.
7. Моделирующий комплекс для проверки системы управления беспилотного летательного аппарата // URL: <http://www.freepatent.ru/patents/2432592>.
8. Rong Ma, Peiqing Liu. Numerical Simulation of Low-Reynolds-Number and High-Lift Airfoil S1223.
9. Реник Е.У., Соседко Ю.П. Влияние турбулентности потока на результаты испытаний в аэродинамических трубах // Ученые записки ЦАГИ, Том XXIV 1993 № 3.
10. Аэродинамические трубы малых скоростей: Учеб. пособие / А.Н Рябинин - СПб.2017. 25 с.