

DOI:

РАЗРАБОТКА ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ АЭРОМЕХАНИКИ И ДИНАМИКИ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ¹

Легович Ю.С.¹, Миодушевский П.В.¹, Миодушевский А.П.¹, Гончаренко В.И.^{1,2}, Диане С.А.К.¹

¹Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Россия, г. Москва
ул. Профсоюзная д.65

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4
legov@ipu.ru, fvo@mai.ru, diane1990@yandex.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 и исследовать влияние положения центра масс летательного аппарата, как это требуется для оценки 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.

Введение

В настоящее время в США и в Европе правила регулирования полётов в общем воздушном пространстве существенно упрощены для малых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), вес которых 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 [1-11]. Необходимо при этом принять во внимание, что на исследуемом экземпляре БПЛА должны быть установлены и 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.

Результаты анализа известных подходов и устройств исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов (ЛА) показали, что существует ряд технологий, предназначенных для решения схожих задач.

Так, один из способов определения аэродинамических характеристик воздушных судов включает исследование модели воздушного судна (ВС) в аэродинамической трубе и проведение летных испытаний [12]. В качестве наблюдаемых параметров принимаются суммарные значения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, вычисленные на основе измерений параметров в полете. Функции, задаваемые для построения структурной или конструкционной матрицы при идентификации параметров летательного аппарата по методу наименьших квадратов, являются составляющими коэффициентов аэродинамических сил и моментов в модели аэродинамических характеристик, полученной на основе продувок в аэродинамических трубах.

Известен также способ определения аэродинамических характеристик летательного аппарата в гидродинамической трубе (ГТ) при использовании в качестве среды обтекания ЛА воды [13]. Модель ЛА устанавливают в ГТ, закрепляют в верхней державке головную часть модели и в нижней –

¹ Работа подготовлена при поддержке программы президиума РАН подпрограмма № 7.4 (30) "Теория и технологии многоуровневого децентрализованного группового управления в условиях конфликта и кооперации".

хвостовую часть. При этом в державках располагают 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 регистрируют показания тензодатчиков. 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.

Наиболее близким аналогом разрабатываемого стенда, является устройство для определения аэродинамических нагрузок, действующих на оперение модели ЛА [14]. 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. Измерительные поворотные консоли руля и крыльев посажены на кронштейны, закрепленные в тензовесах соответствующих конструктивных элементов ЛА. Достоинством названного устройства является возможность расширения диапазона исследований с высокой степенью достоверности при определении аэродинамических нагрузок, действующих на складные рули и крылья модели при различных вариациях их взаимного расположения.

Общим недостатком описанных выше устройств является отсутствие возможности регулировать скорость воздушного потока в динамическом режиме. Кроме того, в них не предусмотрена возможность исследования влияния положения центра масс на характеристики аэромеханики летательного аппарата, а также исследования влияния нестационарного воздушного потока на характеристики аэродинамики, устойчивости и управляемости ЛА.

1 Описание конструкции предлагаемого устройства для экспериментальных исследований аэромеханики и динамики полёта БПЛА

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 в вертикальной плоскости перед исследуемым ЛА, как минимум, в три параллельных ряда (один ряд над другим), что обеспечивает возможность моделировать неравномерное распределение скорости и турбулентности воздушного потока.

На первом этапе исследований 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, например, 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, например, моторы фирмы Scorpion Power типа SP-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. Достоинством 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 БПЛА. 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 M с регулятором скорости (оборотов мотора) и датчиков скорости воздушного потока, создаваемой данным пропеллером. На некотором расстоянии от пропеллеров установлены сетки сотовой конструкции C для уменьшения размеров вихрей в потоке.

Внутри фюзеляжа исследуемого аппарата установлен шестикомпонентный динамометр Дин, рама которого соединена с державкой D , 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 Firgelli 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 α ; можно также перемещать положение центра масс исследуемого аппарата относительно опорной плиты ОП динамометра.

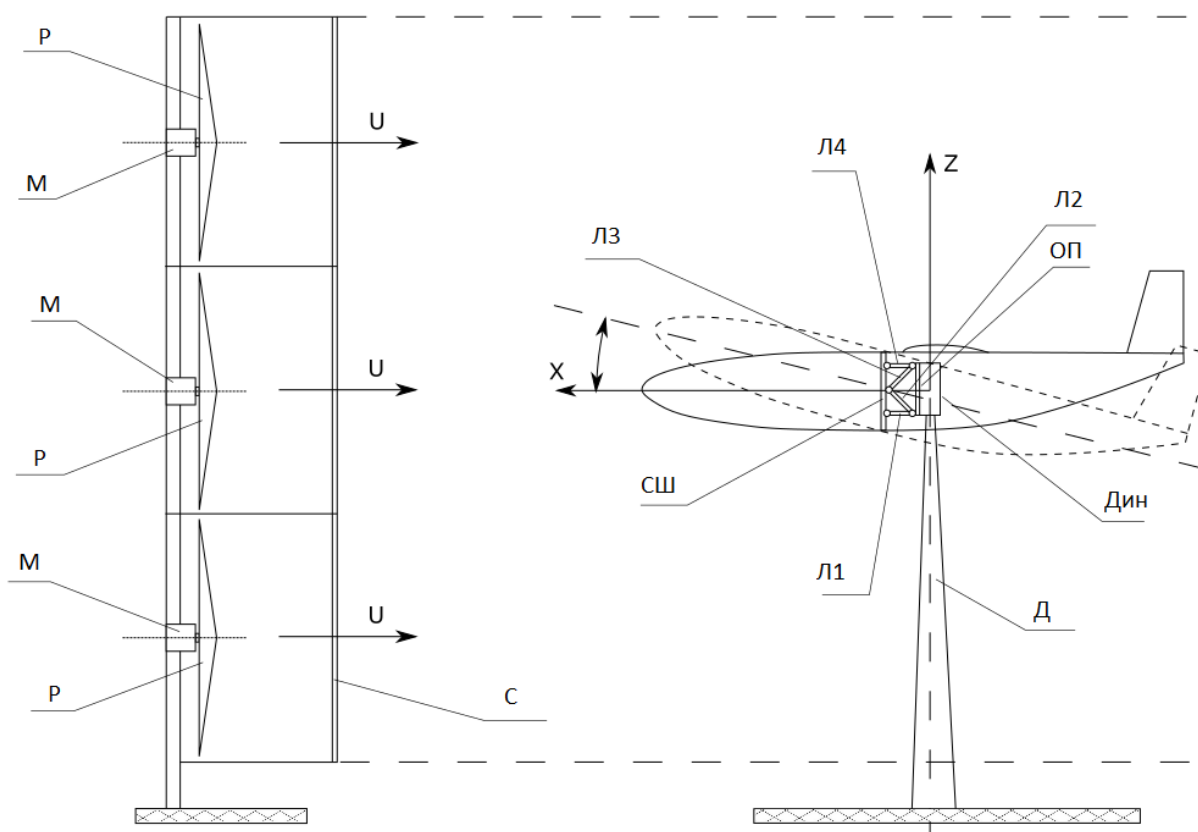


Рис. 1. Общий вид устройства

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 рис. 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, которые направлены вдоль боковой горизонтальной оси Y . Продольные оси этих балок направлены противоположно направлению осей балок ($Z1$ и $Z2$), а другие концы балок ($Y1$ и $Y2$) жестко соединены со вторым поперечным диском ПД2.

К диску ПД2 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° и $+45^\circ$, соответственно. Продольная ось балки X3 является продолжением продольной оси балки X1. Продольная ось балки X4 является продолжением продольной оси балки X2.

Концы балок X1, X2, X3, X4, противоположные корневым, жестко закреплены на раме динамометра, имеющей форму квадратного кольца в плоскости ZY, причём в нижней части рамы динамометра имеется разъёмное соединение с державкой Д, которая установлена на неподвижном основании.

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

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

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

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

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

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

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

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 X1, X2, X3, X4, Y1, Y2, Z1, Z2, а затем вычислить D_x, D_y, D_z , используя приведенные выше формулы.

По сравнению с известными способами экспериментальных исследований аэромеханики и динамики полёта БПЛА и устройствами для осуществления этих способов предлагаемое устройство 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:
 - 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.

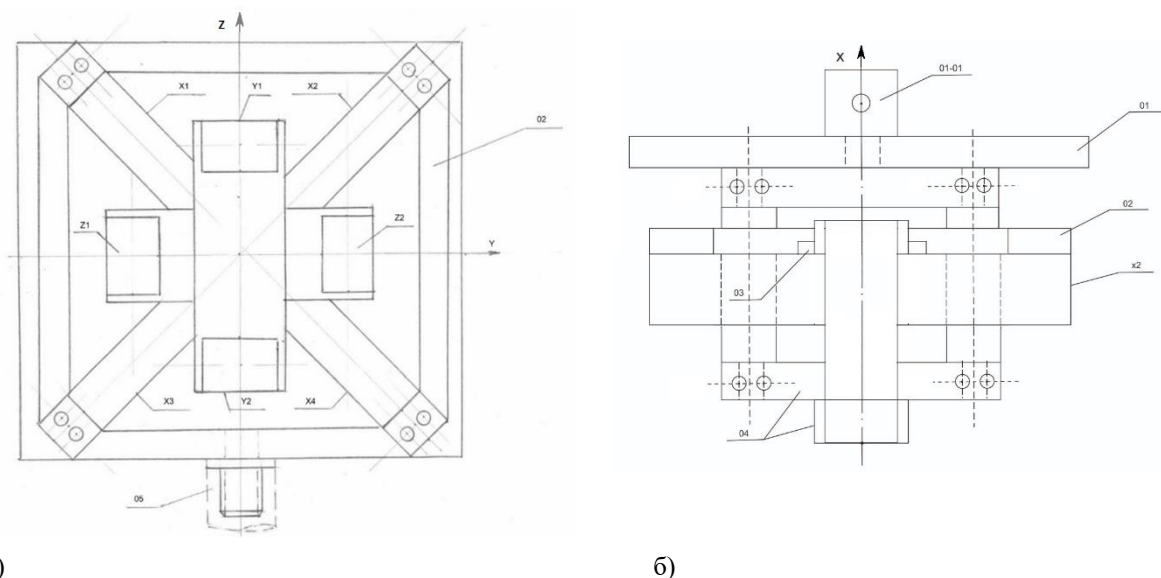


Рис. 2. Схема шестикомпонентного динамометра: а) вид сбоку; б) вид сверху

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, например, типа W9015 series CK Design Tech.

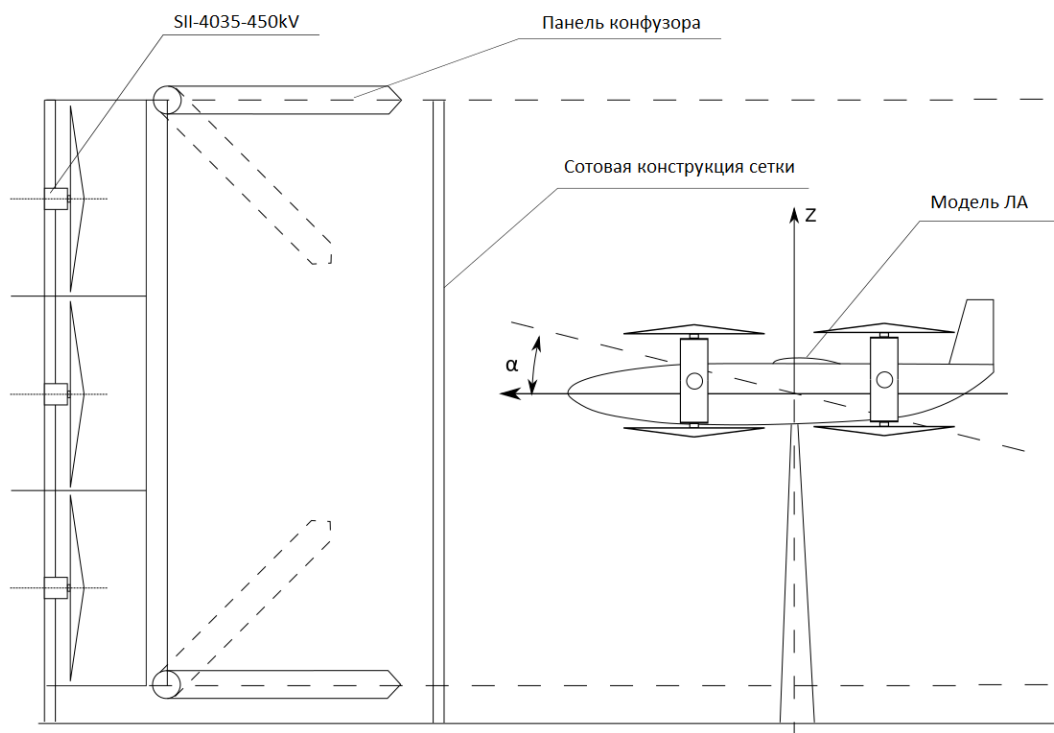


Рис. 3. Схема конфузора с поворотными панелями

2 Результаты исследований, явления гистерезиса аэродинамических характеристик

Выбор методики исследования аэродинамики БПЛА может быть основан на результатах анализа опыта, полученного авторами при исследовании малоразмерных самолетов-конвертопланов [17, 18]. Так, технические характеристики *пассажирского turboэлектрического самолёта-конвертоплана (ПТК)* были определены на основе разработанной методики предварительного проектирования с

использованием расчётов аэромеханики, аэродинамики, прочности конструкции, весов и центровок, а также по результатам сравнения с известными методами расчетов [19, 20].

Таблица 1. Технические характеристики ПТК

№	Обозначение параметра	Значение параметра
1	Максимальный взлётный вес	1500 кг
2	Максимальная суммарная тяга при взлёте	6580 кгс
3	Экипаж	2 пилота
4	Количество пассажиров	10-12
5	Крейсерская скорость	720 км/час
6	Рабочая высота полёта	9-10 км
7	Дальность полёта с запасом топлива на 45 мин	2400 км
8	Размах крыла	14 м
9	Диаметр фюзеляжа	1,8 м
10	Длина фюзеляжа	12 м
11	Диаметр винтов	2,6 м

В случае отказа одного из пропульсивных электромоторов в вертикальном полёте суммарная тяга уменьшится на 13,75%, что вызвано необходимостью обеспечения равновесия самолёта за счёт регулирования тяги с помощью других моторов. В приведенной ниже табл. 2 приведено значение вертикальной скорости самолёта V_y при аварийной посадке в зависимости от высоты, на которой произошел отказ.

Таблица 2. Зависимость вертикальной скорости самолёта от высоты

Обозначение параметра	Значение параметра								
	5	10	15	20	30	35	40	45	50
H, м									
V_y , м/с	3,67	5,19	6,35	7,33	8,98	9,7	10,37	11	11,56

Отсюда следует, что конструкция и пассажиры самолёта-конвертоплана ПТК будут испытывать перегрузку меньше, чем при стандартном крэш-тесте автомобиля (скорость 15,6 м/с). В случае отказа мотора на высоте более 30 м, самолёт имеет возможность перейти в горизонтальный полёт.

Результаты наземных испытаний, проведенные на специально разработанном стенде, представленном на рис. 4, подтвердили основные проектные характеристики самолёта-конвертоплана ПТК.



Рис. 4. Специальный стенд наземных испытаний самолёта-конвертоплана.

Технические характеристики самолёта-конвертоплана скорой помощи (КСП) были также определены в результате предварительного проектирования с использованием расчётов аэромеханики, аэродинамики, прочности конструкции, весов и центровок (табл. 3).

Таблица 3. Технические характеристики КСП

№	Обозначение параметра	Значение параметра
1	Максимальный взлётный вес	5240 кг
2	Максимальный запас топлива	1000 кг
3	Максимальная суммарная тяга при взлёте	6580 кгс
4	Экипаж	2 (пилот+медработник)
5	Максимальное количество спасаемых	10 (на сидениях)
6	Максимальное количество коек-носилков	8
7	Крейсерская скорость	360 км/час
8	Рабочая высота полёта	3 км
9	Радиус действия при спасательной работе в течение одного часа на режиме висения	300 км
10	Размах крыла	14 м
11	Ширина фюзеляжа	1,6 м
12	Длина фюзеляжа	14 м
13	Диаметр винтов	2,6 м

Самолёт-конвертоплан КСП может использовать экономичные переходные режимы полёта со скоростью существенно меньшей скорости сваливания для сокращения времени и дистанции подхода к месту спасательной работы и для плавного выхода из опасной зоны. В таблице 4 приведены результаты расчётов изменения относительных величин скоростного напора $\frac{q}{q_0}$, суммарной тяги $\frac{T}{G}$, потребной мощности $\frac{W(T)}{W(G)}$, и горизонтальной составляющей скорости полёта $\frac{U}{U_0}$ в зависимости от угла w наклона вектора тяги. В расчётах принято $C_{y_{max}} = 2,5$ (с механизацией), $K_a = 9,33$.

Таблица 4. Результаты расчётов изменения относительных величин параметров полёта КСП

Обозначение параметра	Значение параметра							
	$w, ^\circ$	45	60	75	80	85	87,5	90
$\frac{q}{q_0}$		0,87	0,82	0,71	0,62	0,45	0,29	0
$\frac{T}{G}$		0,13	0,18	0,29	0,38	0,55	0,71	1
$\frac{W(T)}{W(G)}$		0,05	0,08	0,16	0,23	0,41	0,6	1
$\frac{U}{U_0}$		0,93	0,9	0,84	0,79	0,67	0,54	0

Заключение

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

1. Стенд 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:
 - экспериментальное исследование влияния нестационарного воздушного потока и нестационарного движения летательного аппарата на характеристики аэромеханики, устойчивости и управляемости летательного аппарата;
 - экспериментальное исследование влияния положения центра масс на характеристики аэромеханики летательного аппарата;
4. Предлагаемый стенд может быть использован для экспериментальных исследований беспилотного летательного аппарата любой аэродинамической схемы, включая многороторные вертолёты и конвертопланы.

Следует также отметить, что 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.

Литература

1. Брусков 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... 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 движителей 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. Репик 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.
11. Способ определения аэродинамических характеристик воздушных судов: пат. 2 460 982 РФ. МПК G01M 9/00 / Кухаренко Н.И., Гордеев Т. Е., Гордеева Е. Е., Евстратов А. Р., Соболев А. Н., Рухлядко А. Н.; заявители и патентообладатели: ОАО "ОКБ Сухого", ОАО "авиационная холдинговая компания "СУХОЙ"; заявл. 28.03.2011; опубл. 10.09.2012 Бюл. № 25.
12. Способ и устройство для определения аэродинамических характеристик летательного аппарата: пат. 2 561 829 РФ. МПК G01M 10/00, G01M 9/06 / Мошкин И.Ю., Жаботинский А.Д., Кабанов Ю.П., Пегов В.И., Хлыбов В.И.; заявитель и патентообладатель АО "ГРЦ Макеева"; заявл. 11.09.2017; опубл. 22.08.2013, Бюл. № 17. – 16 с.
13. Устройство для определения аэродинамических нагрузок, действующих на оперение модели: пат. 2 596 038 РФ. МПК G01M 9/06 / Шестаков К.В., Аникин С.А.; заявитель и патентообладатель Госкорпорация "Росатом"; заявл. 23.01.2015; опубл. 27.08.2016, Бюл. № 24
14. Миодушевский П.В. Конструкции многоцелевого беспилотного конвертоплана – существующие решения и перспективные модели // Принципы и механизмы формирования национальной инновационной системы: материалы всерос. научно-практ. конф., (Дубна, 01- 02 и 07 октября 2015 г.).
15. Миодушевский П.В. Многоцелевой конвертоплан. Патент Италии на изобретение ITRM 20120014, 2013-07-18.
16. Миодушевский П.В. Перспективный многоцелевой самолёт-конвертоплан // Проблемы управления автономными робототехническими комплексами: материалы научн. семинара, 29 мая 2017 г. – М.: ИПУ РАН. 2017. URL: <http://www.ipu.ru/smart>.

17. Миодушевский П.В., Легович Ю.С. Разработка перспективного многоцелевого самолёта-конвертоплана // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 55-63.
18. Xinhua Wang, Lilong Cai. Mathematical modeling and control of a tilt-rotor aircraft // Aerospace Science and Technology. Volume 47, December 2015, Pages 473–492.
19. Oner K.T, Ertugrul Cetinsoy, Efe Sirimoglu, Cevdet Hancer, Mustafa Unel, Mahmut Faruk Aksit, Kayhan Gulez, Ilyas Kandemir. Mathematical modeling and vertical flight control of a tilt-wing UAV // Turk J Elec Eng & Comp Sci, Vol.20, No.1, 2012.