

УДК 629.735.33.533.662.6

## **Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой “винт в кольце”**

Е. И. Мойzych, О. А. Завалов, А.В. Кузнецов

### **Аннотация**

В работе приведены результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик модели дискообразного дистанционно пилотируемого летательного аппарата (ДПЛА) с несущей системой «винт в кольце» в условиях кривой обдувки. Полученные результаты позволили выявить особенности взаимовлияния кольца и винта на этих режимах, что послужило основой разработки методики его аэродинамического расчета.

### **Ключевые слова**

дискообразный ДПЛА; винт в кольце; аэродинамические характеристики; экспериментальные исследования.

### **1. Цель эксперимента и описание продувочной модели**

Процесс проектирования и создания нового типа летательного аппарата, каковым является дискообразный ДПЛА (дистанционно-пилотируемый летательный аппарат) с несущей системой “винт в кольце”, в обязательном порядке требует знаний его аэродинамических характеристик. Они необходимы как для самого процесса проектирования, предполагающего выбор параметров аппарата и формирование его облика, так и для расчета его летно-технических характеристик, а также характеристик устойчивости, управляемости и балансировки.

Сложность расчета аэродинамических характеристик ДПЛА с несущей системой «винт в кольце», особенно на режимах полета с горизонтальной скоростью, определяется

условиями работы винта в профилированном канале и условиями внешней картины обтекания корпуса набегающим потоком. Выявить это взаимовлияние расчетным путем можно на режиме висения ДПЛА [1, 2] и частично в горизонтальном полете [3, 4]. Однако особенности внешней конфигурации корпуса ДПЛА требуют экспериментального определения аэродинамических характеристик, как на висении, так и на режиме косой обдувки.

Аналогом исследуемого аппарата является ДПЛА фирмы Сикорского (США). Такие аппараты в настоящее время проектируются и проходят летные испытания в России. Однако в имеющейся по этим аппаратам литературе отсутствует необходимый для практического использования объем сведений об их аэродинамических характеристиках. Приведенные в данной работе материалы восполняют этот пробел.

С целью выявления этих характеристик была спроектирована и изготовлена модель дискообразного ДПЛА и проведены экспериментальные исследования ее аэродинамических характеристик в аэродинамической трубе Т-1 МАИ на висении и в косом потоке. Модель выполнена по схеме “винт в кольце” и включает в себя торообразный корпус с выпуклой внешней поверхностью и винт, установленный в его канале (рис. 1). Винт приводится во вращение электродвигателем. Для замера сил и моментов на винте в конструкцию модели аппарата включены тензометрические весы, которые одновременно служат элементом подвески винта и двигателя к корпусу модели.

Модель ДПЛА спроектирована и изготовлена в соответствии с требованиями, предъявляемыми к моделям, предназначенным для продувок в аэродинамической трубе Т-1 МАИ. В основу выбора геометрических параметров и формы внешних обводов модели положены геометрические размеры, характеризующие общий вид ДПЛА такого типа, а также его компоновку.

По отношению к оригиналу модель имеет масштаб 1:3. При таком масштабе она имеет максимальные габариты, ограничиваемые размерами рабочей части аэродинамической трубы при условии проведения экспериментальных исследований аэродинамических характеристик модели в диапазоне углов атаки  $-20^\circ \leq \alpha \leq +30^\circ$ . Диаметр корпуса модели  $d_{\text{мод}} = 0,64$  м, диаметр винта  $d_{\text{винт}} = 0,4$  м, высота корпуса модели  $H = 0,2$  м.

При выбранных размерах модели максимальное число Рейнольдса, реализуемое в аэродинамической трубе Т-1 при максимальной рабочей скорости 50 м/с, будет  $Re_{\text{мод}} = 1,63 \cdot 10^6$ , что обеспечивает условия подобия по данному критерию.

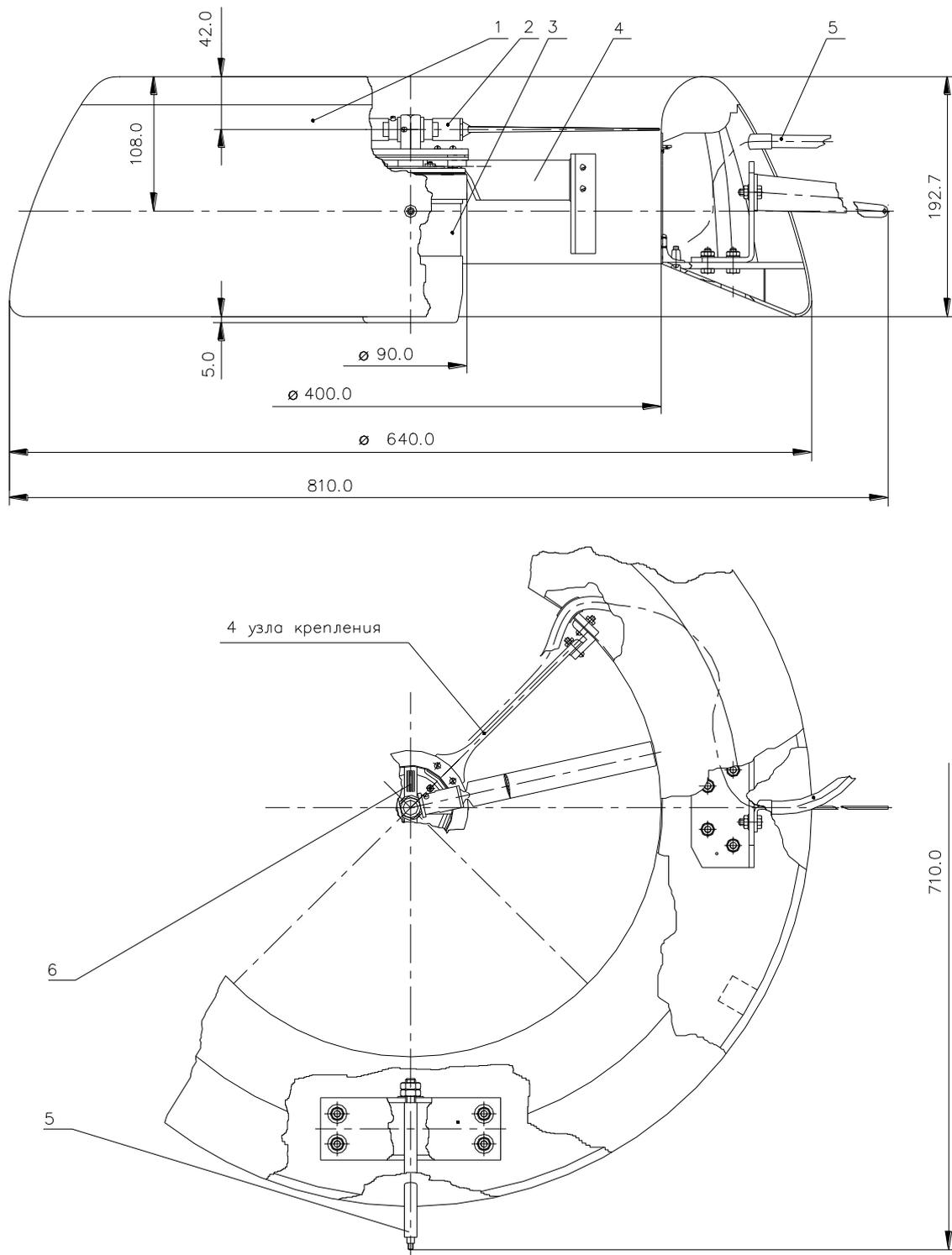


Рис. 1. Продувочная модель дискообразного ДПЛА  
 1 - корпус модели; 2 – несущий винт; 3 – электрический двигатель; 4 - державка; 5 – узлы крепления подвески; 6 – тензометрические весы

## 2. Установка модели в трубе и программа испытаний

Испытания модели ДПЛА проводились на двухпанельной проволочной подвеске шестикомпонентных весов 6КТ-1. Схема установки модели представлена на рис. 2 и проиллюстрирована фотографиями на рис. 3.

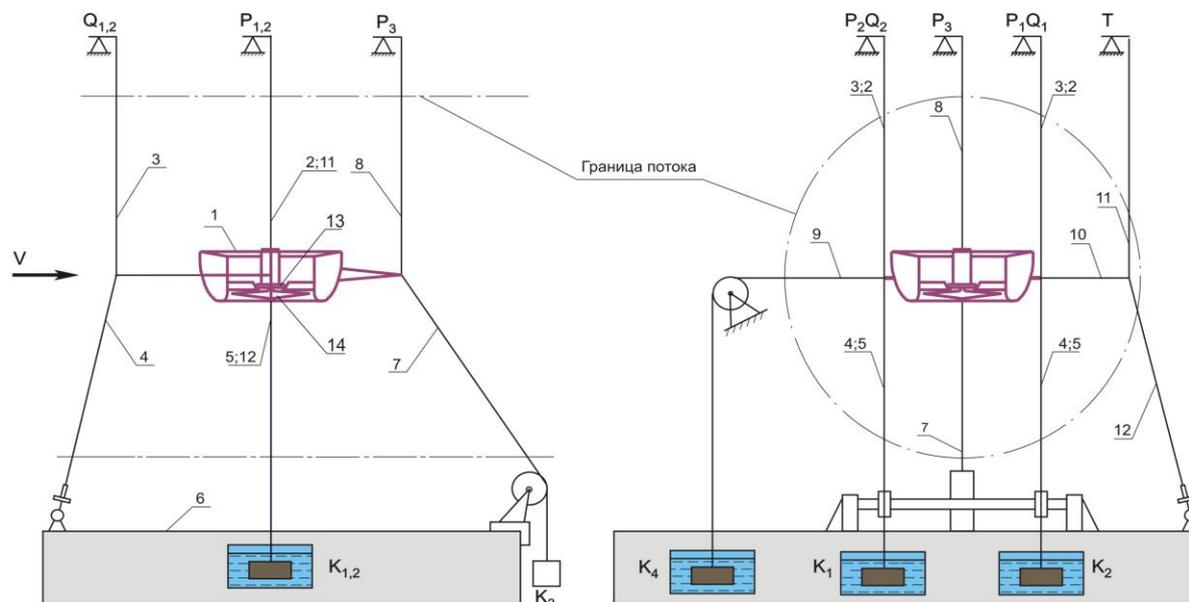


Рис.2. Схема установки модели ДПЛА в аэродинамической трубе Т-1 МАИ  
1 – модель; 2 – тяга  $P_{1,2}$ ; 3 – вертикальные тяги  $Q_{1,2}$ ; 4 – наклонные тяги  $Q_{1,2}$ ; 5 – тяга контргруза  $K_{1,2}$ ; 6 – платформа весов; 7 – тяга контргруза  $K_3$ ; 8 – тяга  $P_3$ ; 9 – тяга контргруза  $K_4$ ; 10 – горизонтальная тяга  $T$ ; 11 – вертикальная тяга  $T$ ; 12 – наклонная тяга  $T$ ; 13 – тензометрические весы; 14 – несущий винт модели



Рис. 3. Установка модели в рабочей части аэродинамической трубы Т-1 МАИ

Шестикомпонентные весы измеряют все силы и моменты, действующие на модель. Двухкомпонентные тензометрические весы, установленные внутренним фланцем на электродвигателе, а внешним - на корпусе аппарата, измеряют тягу винта  $T_B$  и продольный момент  $M_z$  винта.

Экспериментальные исследования включали в себя определение аэродинамических характеристик модели ( $c_x, c_y, m_z$ ) и работающего в канале винта ( $C_{T_B}, m_{z_B}$ ) при следующих режимах:  $c_x, c_y, m_z=f(\bar{V})$  при  $\alpha=0, -10^\circ$  с выявлением зоны автомодельности;  $c_x, c_y, m_z=f(\alpha, \varphi)$  и  $C_{T_B}, m_{z_B}=f(\alpha, \varphi)$  (диапазон углов атаки модели  $-15^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ , углов установки лопастей винта  $\varphi = 0^\circ - 8^\circ$ , скоростей 0 - 25 м/с и 10 - 37 м/с).

Программа испытаний модели в аэродинамической трубе Т-1 МАИ приведена в таблице 1.

Таблица 1

$\alpha$ , град	$V$ , м/с	$\varphi$ , град	$n$ , об/мин	Измеряемые величины
-15 ... 20	0; 25	6	9600 - 9800	$c_x, c_y, m_z, c_{y_B}, m_{z_B}$
-15 ... 20	25	6	0 (неработающий винт)	$c_x, c_y, m_z$
-15 ... 20	0; 25	4	9800 - 10100	$c_x, c_y, m_z, c_{y_B}, m_{z_B}$
-15 ... 20	0; 25	0	9900 - 10200	$c_x, c_y, m_z, c_{y_B}, m_{z_B}$
0	0; 10...37	6	9200 - 9400	$c_x, c_y, m_z, c_{y_B}, m_{z_B}$
0	10...37	6	0	$c_x, c_y, m_z$
-10	10...37	6	9100 - 10000	$c_x, c_y, m_z, c_{y_B}, m_{z_B}$
-10	10...37	6	0	$c_x, c_y, m_z$
-15 ... 20	0; 25	8	8550 - 8700	$c_x, c_y, m_z, c_{y_B}, m_{z_B}$

Здесь и далее приняты следующие обозначения (по Б.Н. Юрьеву [5]):

$V$  - скорость набегающего потока;  $Y, X$  — подъемная сила и лобовое сопротивление модели, измеренные аэродинамическими весами;  $T_B$  — тяга винта, измеренная тензометрическими весами;  $M_z, M_{z_B}$  — продольные моменты на модели и на винте, полученные в эксперименте;  $c_x, c_y, m_z$  — коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента тангажа модели в скоростной системе координат;

$C_N, C_T$  - коэффициенты продольной и нормальной сил модели в связанной системе координат;

$C_{Tb}$ ,  $m_{zb}$  - коэффициенты силы тяги и продольного момента тангажа винта в связанной системе координат. Силы и моменты, а также коэффициенты, содержащие индекс «в» обозначают их принадлежность к несущему винту, а с индексом «к» - к корпусу модели (кольцу). Индекс «0» указывает на то, что эти значения получены при невращающемся винте;

$\alpha$  - угол атаки модели (положительный - на кабрирование);  $\varphi$  — угол установки лопасти несущего винта;  $S_b$  — площадь, ометаемая лопастями винта;  $n$  — частота вращения несущего винта (замеры  $n$  осуществлялись с помощью стробоскопа).

### 3. Методика проведения эксперимента и обработки результатов испытаний

Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели (по нумерации аэродинамической лаборатории МАИ — №864) проводились в дозвуковой аэродинамической трубе Т-1 замкнутого типа с открытой рабочей частью, имеющей следующие характерные параметры: диаметр рабочей части – 2,25 м; длина рабочей части – 3,4 м; степень начальной турбулентности потока – 0,5 %; диапазон рабочих скоростей потока 5—50 м/с.

Аэродинамические весы БКТ-1 работают совместно с измерительно-вычислительным комплексом ИВК-7, что позволяет проводить обработку результатов испытаний «в темпе эксперимента». Эта же система управляет ходом эксперимента по заранее заданной программе. С помощью двухкомпонентных тензометрических весов определялась действующая тяга и продольный момент на винте.

Испытания модели по скорости проводились при «прямом ходе» (увеличении абсолютных значений скорости потока). Для проверки достоверности результатов эксперимента, а также проверки на наличие предполагаемого гистерезиса аэродинамических характеристик, применялись испытания на «обратном ходе» (уменьшении абсолютных значений скорости потока).

Испытания проводились в диапазоне скоростей невозмущенного потока  $V = 10 \dots 37$  м/с при температуре воздуха 12°-18°С, что соответствовало числам Рейнольдса  $Re = (0,4 \dots 1,5) \times 10^6$  (за характерный линейный размер принят диаметр корпуса  $d_{\text{мод}} = 0,64$  м).

Обработка результатов испытаний модели проводилась в скоростной системе осей координат по следующим формулам:

- для модели при работающем винте

$$c_x = \frac{2 \cdot X}{\rho(\omega R)^2 S_b}; \quad c_y = \frac{2 \cdot Y}{\rho(\omega R)^2 S_b}; \quad m_z = \frac{2 \cdot M_z}{\rho(\omega R)^2 S_b R_b};$$

- при неработающем винте

$$c_{yк0} = \frac{2 \cdot Y}{\rho V^2 S_B}; \quad c_{xк0} = \frac{2 \cdot X}{\rho V^2 S_B}; \quad m_{zк0} = \frac{2 \cdot M_z}{\rho V^2 S_B R_B};$$

- для винта, работающего в кольце

$$c_{Tв} = \frac{2 \cdot T_B}{\rho (\omega R)^2 S_B}; \quad m_{zв} = \frac{2 \cdot M_{zв}}{\rho (\omega R)^2 S_B R_B}.$$

Пересчет коэффициентов из скоростных осей в связанные:

$$c_T = c_y \cos \alpha + c_x \sin \alpha; \quad c_H = c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha.$$

При расчете аэродинамических характеристик модели на режиме косо́й обдувки, в качестве характерного параметра, определяющего режим работы винта была принята величина относительной скорости потока  $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$ .

При испытаниях на рычаги весов действуют не только аэродинамические силы, создаваемые моделью и элементами подвески, но и массовые силы — от веса модели, контргрузов и подвески. Для выделения из замеренных значений аэродинамических сил модели «в чистом виде» перед началом и после проведения испытаний замерялись показания механических весов без потока (нулевые отсчеты) при тех же угловых положениях модели, на которых проводились продувки. Нулевые отсчеты для тензометрических весов снимались при вращающемся несущем винте и тяге равной нулю (□□□□). Это позволило в дальнейшем иметь идентичные поправки на прогрев тензовесов в процессе проведения эксперимента.

Для получения зависимости коэффициента сопротивления подвески от скорости набегающего потока  $c_{x \text{ под}} = f(V)$  модель снималась с подвески, а пространственное положение её элементов восстанавливалось с помощью специальных проволочных тяг. Дополнительное сопротивление, создаваемое проволочными тягами подвески, учитывалось при определении поправки  $c_{x \text{ под}}$  расчетным путем по специальной методике.

Коэффициент момента тангажа вычислен относительно центра масс модели, имеющего следующие координаты :  $x_{\text{цм}} = 0,32$  м от носка модели;  $y_{\text{цм}} = 0,108$  м от верхней плоскости модели.

Оценка погрешности измерений проводилась по результатам статистического анализа пятикратных испытаний, поверки измерительных систем и датчика давления при определении скорости воздушного потока в трубе, анализа погрешности весов 6КТ-1 и

измерительного-вычислительного комплекса. Установлено, что средняя относительная погрешность измерений при определении  $c_x, c_y, m_z, c_{Tb}, m_{zB}$  находится в пределах 3...5%.

#### 4. Анализ результатов экспериментальных исследований

Проведенные исследования показали, что на корпусах такой формы имеет место сложная картина обтекания, которая сильно зависит от скорости набегающего потока и угла атаки. Анализ процесса обтекания модели показал, что режим автомодельности (с некоторыми допущениями) для нее наступает при скорости набегающего потока больше 20 - 25 м/с. Число Рейнольдса при этом равно  $Re_{\text{мод}} = 1,1 \times 10^6$ . На рис. 4 и 5 приведены результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик модели на режиме висения.

На рис. 4 показано изменение суммарного коэффициента силы тяги модели  $C_T$ , а также составляющих его компонентов: силы тяги винта  $C_{Tb}$ , и силы тяги кольца  $C_{Tk}$  в зависимости от угла установки лопасти  $\varphi$ . На рисунке 5 представлены относительные

величины тяги кольца и винта ( $\bar{C}_{Tk} = \frac{C_{Tk}}{C_T}$ ,  $\bar{C}_{Tb} = \frac{C_{Tb}}{C_T}$ ), взятые в долях от суммарной тяги.

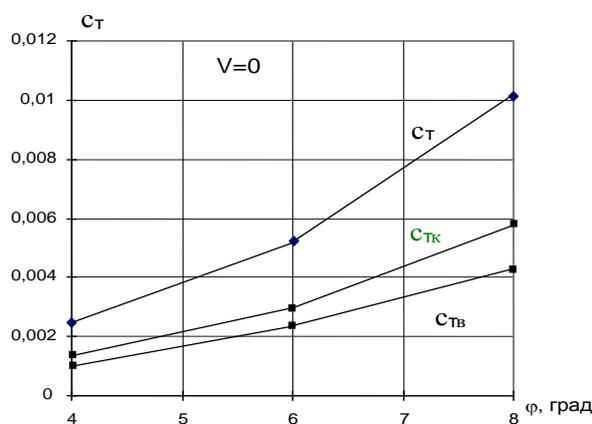


Рис. 4. Экспериментальные значения коэффициентов тяги  $C_T, C_{Tk}, C_{Tb}$  в зависимости от угла установки лопастей винта в режиме  $\bar{V} = 0$

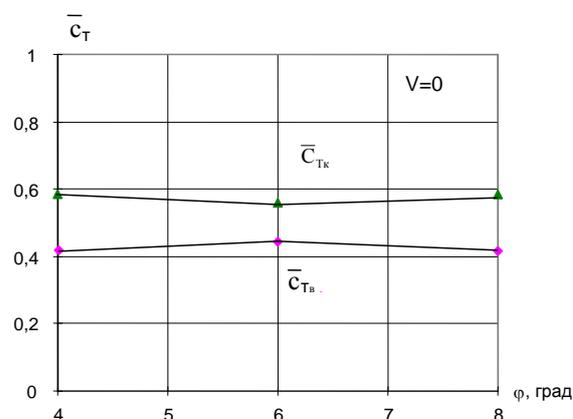


Рис. 5. Относительная тяга винта и кольца

Как видно из графика (рис. 5), относительный коэффициент тяги кольца в нашем случае имеет величину порядка 0,55 ... 0,58 от суммарной тяги системы. Высокая несущая способность корпуса связана с оптимальной конфигурацией кольца, имеющего относительно большой радиус скругления коллектора  $r_k = 0,2R_b$ , выполненного по лемнискате, с наличием выпуклой внешней боковой поверхности на корпусе ДПЛА, плавно переходящей в коллектор и с достаточно длинным диффузором  $H_d = 0,5R_b$ .

Кроме того, винт имеет плоские прямоугольные лопасти, дающие неравномерное поле потока в канале. Высокая скорость у стенки канала повышает тягу коллектора. Относительная тяга кольца слабо зависит от угла  $\varphi$  винта. Полученные результаты согласуются с данными теоретических исследований, представленных в работах [1, 2].

На рис. 6, 7 и 8 приведены результаты экспериментальных исследований тяговых свойств системы на режиме косой обдувки.

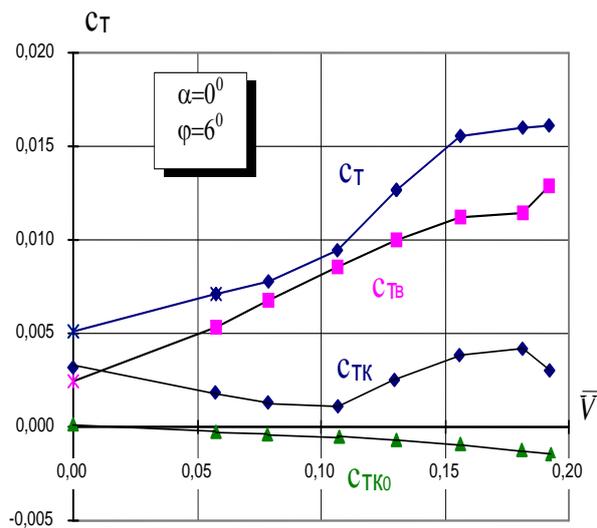


Рис. 6. Полученные в эксперименте значения коэффициентов  $C_T$  в зависимости от скорости  $\bar{V}$  при угле атаки  $\alpha = 0$

Здусь показано изменение коэффициента тяги корпуса  $C_{TK0}$ , полученного при испытании модели с не вращающемся винтом. Как видно из приведенных зависимостей, наличие тяги корпуса аппарата при не вращающемся винте  $C_{TK0}$  свидетельствует о появлении сопротивления кольца при отрицательных углах атаки  $\alpha$  и подъемной силы при положительных  $\alpha$ . Суммарный коэффициент тяги системы  $C_T$  и коэффициент тяги винта при нулевом угле атаки модели растет по скорости за счет увеличения массового расхода воздуха, проходящего через винт (рис. 6). При переходе на отрицательные углы атаки суммарная тяга системы существенно падает за счет падения тяги кольца (рис. 7).

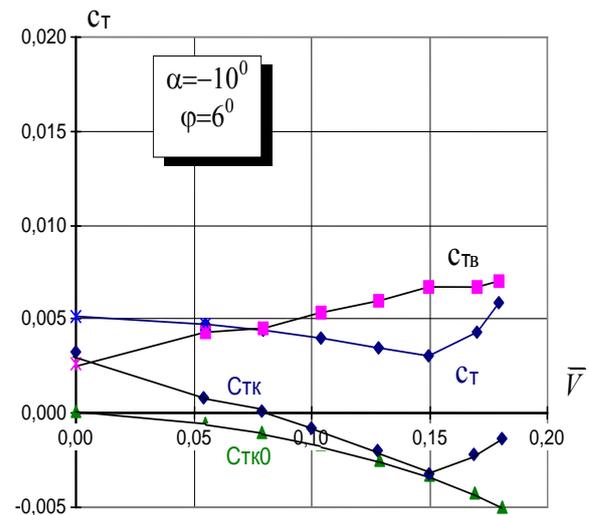


Рис. 7. Полученные в эксперименте значения коэффициентов  $C_T$  в зависимости от скорости  $\bar{V}$  при угле атаки  $\alpha = -10^\circ$

На рис. 8 показано изменение коэффициента тяги системы  $C_T$ , винта  $C_{TV}$  и корпуса  $C_{TK0}$  по углу атаки аппарата  $\alpha$  при постоянной скорости. Из него следует, что с увеличением угла атаки  $\alpha$  несущие свойства аппарата увеличиваются при постоянных оборотах несущего винта, а с уменьшением  $\alpha$  - падают.

На рис. 9 и 10 представлены полученные в эксперименте зависимости коэффициента продольной силы (сопротивления) корпуса  $C_{Hк0}$  и аппарата в целом  $C_H$  по скорости полета при углах атаки модели  $\alpha = 0, -10^\circ$ .

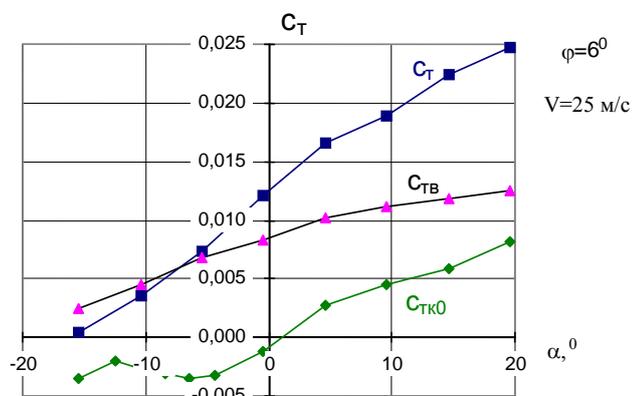


Рис. 8. Коэффициенты тяги модели в зависимости от угла атаки  $\alpha$

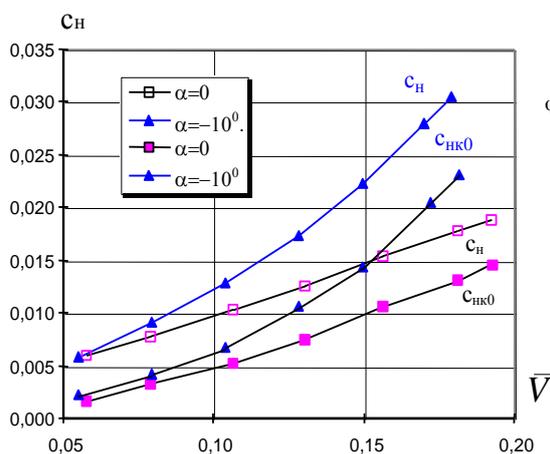


Рис. 9. Зависимости коэффициентов продольной силы по скорости  $\bar{V}$

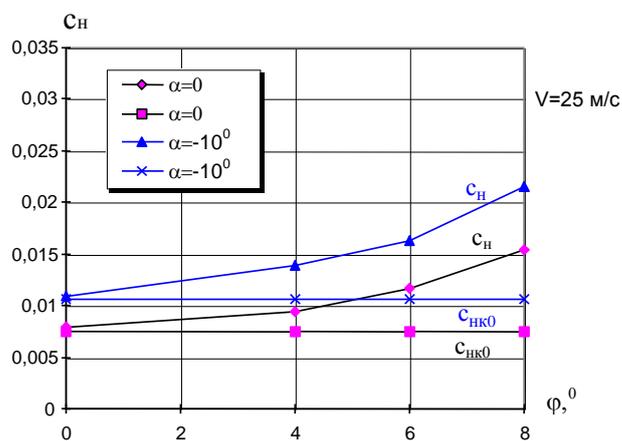


Рис. 10. Зависимости коэффициентов продольной силы по углу установки лопастей  $\phi$

Как видно из рис. 9, импульсное (внутреннее) сопротивление струи от винта  $\Delta C_H$ , которое можно приближенно определить как разность суммарного сопротивления  $C_H$  и сопротивления корпуса при не вращающемся винте  $C_{Hк0}$ , есть практически постоянная по скорости добавка к сопротивлению корпуса модели. Поэтому увеличение по скорости суммарного сопротивления аппарата  $C_H$  в основном определяется ростом внешнего лобового сопротивления корпуса. При увеличении угла установки лопастей  $\phi$  (при  $V = \text{const}$ ) вследствие увеличения тяги винта и соответственно массового расхода воздуха в протекающей через канал струе, ее импульсное сопротивление существенно возрастает и,

следовательно,  $C_H$  растет по  $\varphi$  за счет импульсного сопротивления. На рис. 10 это есть разность  $C_H - C_{Hк0}$ .

На рис. 11, 12 и 13 приведены результаты экспериментальных исследований коэффициента продольного момента  $m_z$ . Как видно из приведенных зависимостей, модель имеет моментную балансировку ( $m_z = 0$ ) при определенной скорости потока за счет внешней формы корпуса, имеющего достаточно большой пикирующий момент. Продольный момент  $m_z$ , действующий на модель, складывается из момента на несущем винте  $m_{zB}$  и на дискообразном кольце  $m_{zK}$ :  $m_z = m_{zB} + m_{zK}$ . В свою очередь, продольный момент на кольце  $m_{zK}$  складывается из момента от внешней обдувки корпуса аппарата  $m_{zK0}$  и момента на коллекторе внутреннего канала  $\Delta m_{zK}$  при работающем винте (см. [3]).

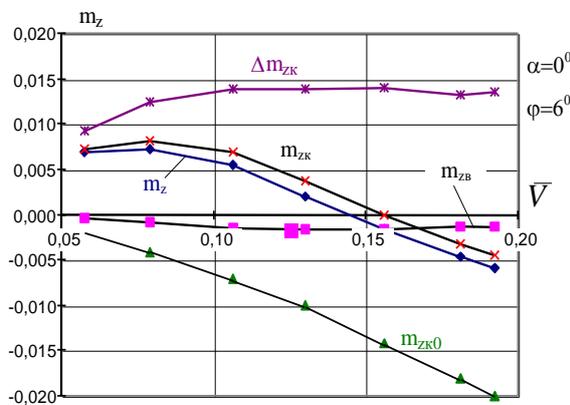


Рис. 11. Моментные характеристики модели по скорости потока для  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\varphi = 6^\circ$

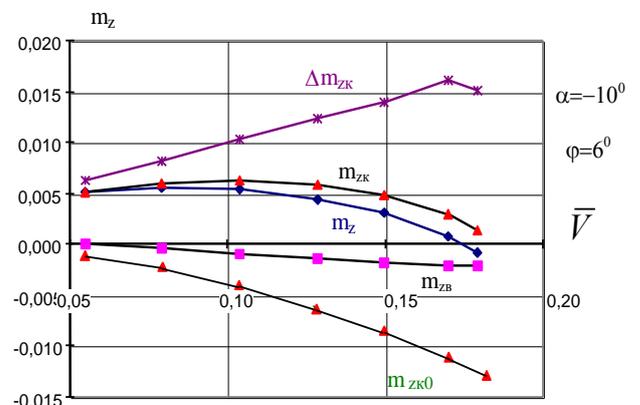


Рис. 12. Моментные характеристики модели по скорости потока для  $\alpha = -10^\circ$ ,  $\varphi = 6^\circ$

Винт при отсутствии циклического управления имеет некоторый малый отрицательный момент (пикарующий), в то время как кабрирующий момент на коллекторе  $\Delta m_{zK}$  имеет значительную величину положительного (кабрирующего) момента и, следовательно, для осуществления продольной балансировки аппарата требуется наличие большего пикирующего момента, который для данной схемы аппарата может быть создан только жестким винтом с циклическим управлением шагом лопастей.

Однако, ввиду ограничений по срыву потока на лопастях на больших скоростях полета продольного балансировочного момента от винта будет недостаточно. Поэтому целесообразно на таких аппаратах пикирующий момент создавать за счет внешней обдувки корпуса. Данный вывод подтверждается проведенным экспериментом. Как видно из рис. 11, соответствующей внешней профилировкой корпуса удалось создать пикирующий момент  $m_{zK0}$ , который по своей абсолютной величине соизмерим с кабрирующим моментом на

коллекторе  $\Delta m_{zk}$ . Поэтому на определенной скорости удается сбалансировать аппарат по продольному моменту даже при отсутствии циклического управления на жестком винте. Это существенно расширяет диапазон возможных скоростей полета аппарата. Необходимо так же отметить, что для каждой скорости полета (рис. 13) существует свой балансирующий угол атаки аппарата.

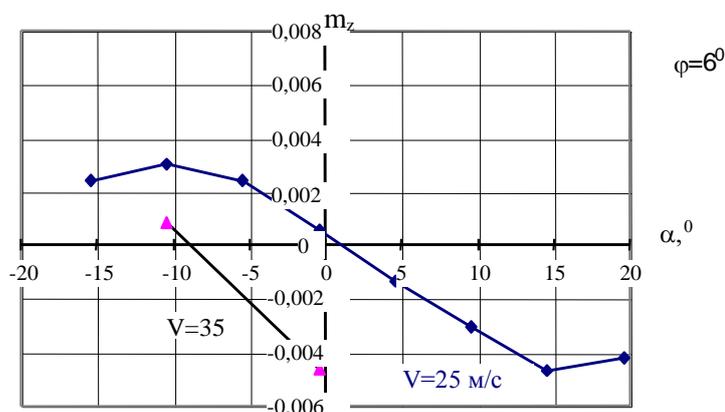


Рис. 13. Балансирующие кривые  $m_z(\alpha)$  для разных скоростей

Так из приведенного графика видно, что по мере увеличения скорости горизонтального полета балансирующий угол увеличивается в сторону его отрицательных значений. Следовательно, при проектировании внешнего облика дискообразного ДПЛА и для обеспечения его оптимальных летно-технических характеристик необходимо выбирать такую конфигурацию внешней поверхности корпуса, которая обеспечила бы парирование кабрирующего момента на крейсерской скорости полета.

### Библиографический список

1. Шайдаков В.И. Аэродинамические характеристики винта в кольце с коллектором и коротким диффузором ограниченной длины. Труды Третьего форума Российского вертолетного общества. М., МАИ, 1998.
2. Шайдаков В.И., Завалов О.А. Аэродинамическое проектирование фенестрона. М., МАИ, 1980.
3. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце. М., МАИ, 1996.
4. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце в условиях обтекания осевым и горизонтальным потоком. Труды Третьего форума Российского вертолетного общества. М., МАИ, 1998.

5. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолета. Избранные труды. т. 1. М. Изд-во АН СССР, 1961.

#### **Сведения об авторах**

Мойzych Евгений Иванович, ведущий конструктор ОАО «Московский вертолет-ный завод им. М.Л.Миля», тел. (495)987-34-18,

e-mail: [mvz@mi-helicopter.ru](mailto:mvz@mi-helicopter.ru)

Завалов Олег Анатольевич, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел. (499) 158-44-74,

e-mail: [k102@mai.ru](mailto:k102@mai.ru)

Кузнецов Александр Валерьевич, старший преподаватель Московского авиационного института( национального исследовательского университета)

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел. (499) 158-43-36, e-mail: [k105@mai.ru](mailto:k105@mai.ru).