

УДК 629.735

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ «ВИНТ В КОЛЬЦЕ» В УСЛОВИЯХ ОБТЕКАНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ ПОТОКОМ ПОД НУЛЕВЫМ УГЛОМ АТАКИ

В.И. ШАЙДАКОВ

Винт в кольце может применяться в качестве фенестронов одновинтовых вертолетов, движителей малоскоростных самолетов, дирижаблей, а также в виде автономных систем дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА). Данная работа является продолжением исследований автора в области аэродинамики винта в кольце.

Предлагается метод расчета аэродинамических характеристик системы «винт в кольце» с цилиндрическим диффузором ограниченной длины в режимах обтекания под нулевым углом атаки. Исследуется характер обтекания системы внешним потоком. Даются формулы для расчета скоростей протекания потока через диск винта, которые уменьшаются с ростом длины диффузора и скорости полета.

Определяется соотношение подъемных сил винта и кольца на рассматриваемых режимах, а также импульсное сопротивление системы, возникающее вследствие крутого поворота потока в канале. Величина импульсного сопротивления достаточно велика, что приводит к отклонению назад полной аэродинамической силы системы. Этот угол растёт с увеличением длины диффузора и на средних скоростях может достигать 30° .

Достоверность предлагаемых алгоритмов подтверждена сравнением результатов расчетов с экспериментальными данными для фенестрона вертолета, а также корпуса ДПЛА, испытанного в аэродинамической лаборатории МАИ.

Ключевые слова: система «винт в кольце», фенестрон, горизонтальный полет, аэродинамические характеристики.

Винт в кольце может применяться в качестве фенестронов одновинтовых вертолетов, движителей малоскоростных самолетов, дирижаблей, а также в виде автономных систем дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА). Данная работа является продолжением исследований автора в области аэродинамики винта в кольце, представленных в ряде работ [1, 2, 3]. В частности, в статье [1] рассматривался режим работы на месте винта в кольце с коротким цилиндрическим диффузором. Здесь же исследуется режим обдувки воздушным потоком под нулевым углом атаки (по нормали к оси винта). При разработке расчетной модели течения применяется тот же подход, что и в работах [1, 2, 3]. Вся система рассматривается как воздушная сеть, состоящая из коллектора, винта, диффузора и внутренних устройств в канале, дающих сопротивление. Суммарные потери давлений в канале определялись как суперпозиция местных потерь. Сам винт, работающий в канале, моделировался по схеме дисковой вихревой теории [4] с учетом дополнительного индуктивного потока, наведенного кольцом. Коллектор и диффузор так же, как и в работе [1], моделируются эквивалентным вихревым цилиндром высоты H . Развитием метода по сравнению с [2] является учет ограниченной длины цилиндрической части диффузора, не способной обеспечить полное расширение потока на выходе из канала. Принятые условные обозначения те же, что и в работе [1].

СИСТЕМА «ВИНТ В КОЛЬЦЕ» В УСЛОВИЯХ ОБДУВКИ ПОД НУЛЕВЫМ УГЛОМ АТАКИ

В данном разделе рассматривается случай обтекания системы «винт в кольце» воздушным потоком под нулевым углом атаки (вектор скорости набегающего потока V перпендикулярен оси винта). При построении математической модели применяется тот же подход, что и в режиме работы на месте. Отличие состоит в том, что истекающая из канала струя отклоняется набегающим потоком назад, вектор полной аэродинамической силы R_a также откло-

няется назад на угол ϑ и дает составляющую Q_n в виде импульсного сопротивления, приложенную к задней стенке канала. В проекции на ось винта сила R_a дает составляющую тяги $T = T_k + T_g$. Здесь так же, как и в режиме осевой обдувки, под тягой кольца T_k понимается только та ее составляющая, которая создается на поверхности коллектора, попадающей внутрь струи.

В соответствии с теоремой импульсов [5] плоскость вихревых колец, моделирующих вихревой след, должна быть перпендикулярна вектору R_a . Погонная циркуляция свободных вихрей по образующей скошенного вихревого цилиндра будет $\gamma = \frac{d\Gamma}{dl}$ (рис. 1). Разложение вихревой системы на кольцевые и продольные вихри обуславливает: кольцевые вихри – тягу T и компонент v_{2y} индуктивной скорости v_2 , продольные вихри – импульсное сопротивление Q_n и компоненты v_{2x} и v_{2z} .

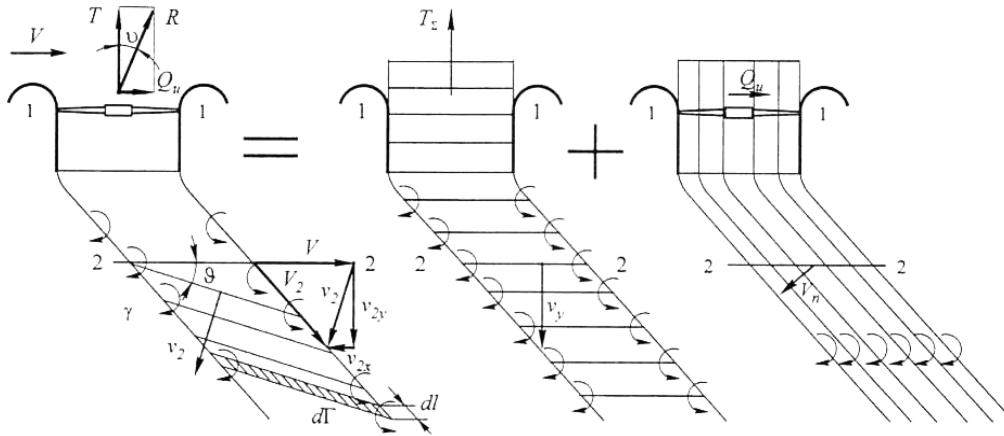


Рис. 1. Схема разложения свободного вихревого следа на поперечные и продольные вихри

Введем расчетные сечения струи: 1-1 в плоскости винта, 2-2 в удаленном вихревом следе. Полагаем, что скорости по сечениям постоянны.

В соответствии с моделью обобщенной дисковой вихревой теории [4] полагаем, что в вихревой след за каждый малый промежуток времени Δt поступает наклоненное под углом γ вихревое кольцо с циркуляцией $d\Gamma$ и площадью F (рис. 2). Используем теорему Жуковского – Дубасова (см. [5]) о количестве движения, вызываемом замкнутым вихревым кольцом в сплошной среде $dM = \rho d\Gamma F$. Импульс силы $\vec{R}_a$ за время dt составляет $R_a dt = dM$. Если скорость перемещения вихревых колец в вихревом следе будет $V_{вс}$, то $dt = dl / V_{вс}$. Отсюда $R = \frac{dM}{dt} = \rho \frac{d\Gamma}{dl} F V_{вс} = \rho \gamma F V_{вс}$. Из [1] следует, что $\gamma = K_H v_{1y}$. Скорость выхода вихревых колец из диффузора в свободный поток можно принять равной

$$V_{вс} = V_1 = \sqrt{V^2 + v_{1y}^2}. \quad (1)$$

И тогда полная аэродинамическая сила будет

$$R_a = \rho \gamma F V_1 = K_H \rho F v_{1y} V_1. \quad (2)$$

Соответственно суммарная тяга системы

$$T = R_a \cos \vartheta = K_H \rho F v_{1y} V_1 \cos \vartheta. \quad (3)$$

Импульсное сопротивление можно определить по потерявшему количеству движения, протекающего через канал потока на срезе диффузора:

$$Q_u = \rho F_1 v_{1y} v_{1x} = K_{Hx} \rho F_1 v_{1y} v_{1x}, \quad (4)$$

где $v_{1x} = K_{Hx} V$, K_{Hx} – коэффициент торможения потока на задней стенке канала. Введем коэффициенты

$$C_H = \frac{K_{Hx}}{K_H}; f = \frac{F_1}{F} = \frac{\text{площадь диска винта}}{\text{площадь вихревого кольца в следе}}. \quad (5)$$

Угол завала назад вектора R_a (или угол наклона вихревого кольца в следе ϑ) найдем из соотношения

$$\sin \vartheta = \frac{Q_u}{R_a} = \frac{(4)}{(2)} = \frac{K_{Hx}}{K_H} \frac{F_1}{F} \frac{V}{V_1} = C_H f \frac{V}{V_1}. \quad (6)$$

Входящее в (6) отношение V/V_1 найдем из многоугольника скоростей в следе (рис. 2):

$$\frac{V}{V_1} = \cos \theta = \frac{V}{\sqrt{V^2 + v_{1y}^2}} = \frac{1}{\sqrt{1 + C_v^2}}, \quad (7)$$

где $C_v = \frac{v_{1y}}{V}$.

$$\theta = \arccos \frac{1}{\sqrt{1 + C_v^2}} \quad (8)$$

Теперь из (6) и (7) следует:

$$\sin \vartheta = C_H f \cos \theta, \quad \cos \vartheta = \sqrt{1 - C_H^2 f^2 \cos^2 \theta}. \quad (9)$$

Соотношение площадей F_1 и F найдем из рис. 2 по теореме синусов.

$$\frac{F}{\sin(\pi - \delta)} = \frac{F_1}{\sin(\delta - \vartheta)}; \sin(\pi - \delta) = \sin(\delta) = \sin(\theta + \vartheta); \sin(\delta - \vartheta) = \sin(\theta); f = \frac{\sin \theta}{\sin(\theta + \vartheta)}.$$

После преобразований и подстановки формул (9) получим биквадратное уравнение

$$C_H^2 \cos^2 \theta f^4 - (2C_H \cos^2 \theta + \sin \theta) f^2 + \sin^2(\theta) = 0. \quad (10)$$

Решим уравнение, выбрав корень, удовлетворяющий физической картине модели течения (рис. 2). Прделав преобразования, получим

$$f = \sqrt{\frac{2 \sin \theta}{2C_H \cos^2 \theta + \sin \theta + \sqrt{(2C_H \cos^2 \theta + \sin \theta)^2 - 4C_H^2 \cos^2 \theta}}}. \quad (11)$$

Составим уравнение для определения скоростей v_{ly} в плоскости диска винта, используя формулы (3) и (1):

$$\frac{T}{K_H \rho F_1} \frac{f}{\cos \vartheta} = v_{ly} \sqrt{V^2 + v_{ly}^2} \quad (12)$$

Введем коэффициент

$$C_f = \frac{f}{\cos \vartheta} = \frac{(11)}{(9)} \quad (13)$$

Перейдем к относительным скоростям $\tilde{v}_{ly} = v_{ly}/v_{lyb}$; $\tilde{V} = V/v_{lyb}$, где v_{lyb} берется для v_{ly} при $V = 0$. Тогда из (12) после преобразований получим биквадратное уравнение. Выбрав корень уравнения, удовлетворяющий условию $v_{ly} > 0$, получим

$$\tilde{v}_{ly} = \sqrt{\frac{1}{2} \left(-\tilde{V}^2 + \sqrt{\tilde{V}^4 + 4C_f^2} \right)}. \quad (14)$$

Как видим, формулы (8), (11), (13), (14) в неявном виде выражают функциональную зависимость $\tilde{v}_{ly}(\tilde{V})$. Поэтому решение должно проводиться методом последовательных приближений. Расчет ведется по следующему алгоритму. Для заданных значений C_H и $\tilde{V}$ последовательно вычисляются (в скобках указаны номера формул):

$$1) C'_f = 1 \rightarrow \tilde{v}_{ly} \text{ (14),} \quad 2) C_v \text{ (7), } \vartheta \text{ (8), } f \text{ (11), } \cos \vartheta \text{ (9), } C''_f \text{ (13).}$$

Цикл повторяется до совпадения соседних результатов с заданной точностью.

При решении данной задачи возникает вопрос о выборе значения коэффициента $C_H = K_{Hx}/K_H$ в зависимости от геометрических параметров канала ($\bar{r}_k$ и $\bar{H}_d$). Так как коэффициент K_H однозначно определен (см. [1]), остается определить коэффициент торможения потока K_{Hx} . Строго говоря, этот коэффициент должен находиться из условия непротекания потока на задней стенке канала. Однако в первом приближении его величина может быть найдена из граничных условий. При $\bar{H}_d = 0$, $\bar{r}_k = 0$ (изолированный винт), $K_H = 2, K_{Hx} = 0$; при $\bar{H}_d = \infty$, $K_H = 1, K_{Hx} = 1$ (полное торможение горизонтальной составляющей скорости или поворот потока на 90°). В промежуточных случаях для K_{Hx} приближенно можно взять линейную зависимость относительно K_H :

$$K_{Hx} = 2 - K_H, \text{ и тогда } C_H = \frac{K_{Hx}}{K_H} = \frac{2}{K_H} - 1. \quad (15)$$

Во всех последующих расчетах для определения C_H применяется формула (15).

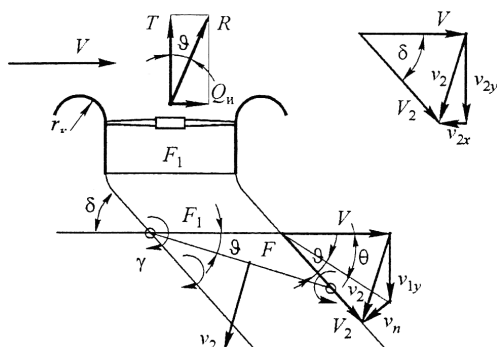


Рис. 2. Векторные многоугольники скоростей в удаленном сечении вихревого следа

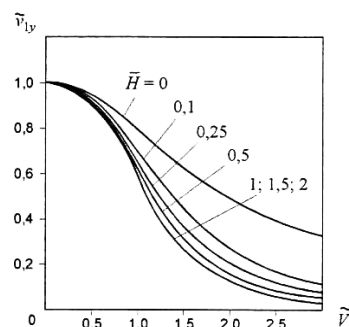


Рис. 3. График $\tilde{v}_{lv} = f(\tilde{V})$.

На рис. 3 представлены зависимости $\tilde{v}_{ly}(\tilde{V})$ для различных значений $\bar{H} = H/R$. Здесь $\bar{H}$ – относительная эквивалентная высота кольца (коллектор плюс диффузор, см. [1]). Кривая $H = 0$ соответствует изолированному винту. Как видим, увеличение $\bar{r}_k$ и $\bar{H}_d$ (соответствующее увеличению эквивалентной высоты $\bar{H}$) ведет к существенному снижению скорости протекания v_{ly} в канале кольца. На рис. 4 показано изменение угла отклонения ϑ равнодействующей аэродинамической силы R_a назад в зависимости от скорости $\tilde{V}$. Наибольший угол $\vartheta = 30^\circ$ получается для больших $\bar{H} = 2$ при $\tilde{V} \approx 0.8$.

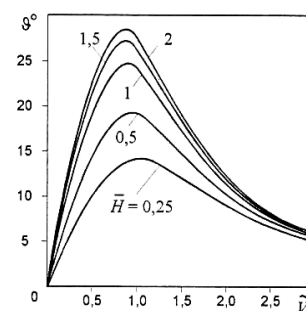


Рис. 4. График $\vartheta = f(\tilde{V})$

Введем понятие качества системы «винт в кольцо» в условиях горизонтальной обдувки

$$K = \frac{T}{Q_r} = ctg \vartheta, \text{ откуда } \sin \vartheta = \frac{1}{\sqrt{1+K^2}}, \cos \vartheta = \frac{K}{\sqrt{1+K^2}}. \quad (16)$$

На рис. 5 показано изменение качества в зависимости от скорости $\tilde{V}$. Минимальное качество системы равно двум при $\bar{H} > 1$ и $\tilde{V} \approx 0,8$.

Для выполнения аэродинамического расчета системы «винт в кольце» в режимах горизонтальной обдувки требуется знать распределение тяг между винтом и кольцом. В относительном виде характеристики распределения тяги выражаются отношениями

$$T = T_{\text{r}} + T_{\text{k}}; \quad \bar{T}_{\text{r}} = T_{\text{r}}/T; \quad \bar{T}_{\text{k}} = T_{\text{k}}/T; \quad \bar{T}_{\text{r}} + \bar{T}_{\text{k}} = 1. \quad (17)$$

Для режима работы на месте ($V = 0$) относительные тяги винта и кольца помечаются дополнительным индексом $\bar{T}_{v0}, \bar{T}_{k0}$. Относительная тяга винта $\bar{T}_v$ так же, как и в режиме работы на месте, может быть найдена из уравнения энергий. В левой части уравнения стоит энергия, подводимая к винту за вычетом энергии, затрачиваемой на работу силы импульсного сопротивления, а в правой части – прирост кинетической энергии в удаленном сечении струи плюс потери давления на входе в канал (в коллекторе) и на поворот струи. При вычислении сил и энергий используем гипотезу Прандтля – Глауэрта для крыла и винта о том, что вихревой след оказывает индуктивное воздействие не на все воздушное пространство, а только на ограниченную воз-

душную струю. В нашем случае секундный массовый расход воздуха в сечении 2-2 струи в соответствии с этой гипотезой определяется соотношением (рис. 2):

$$m = \rho F V_2. \quad (18)$$

Примем, что в этом случае отношение секундной массы воздуха, проходящей через канал m_1 , к секундной массе в следе должно быть пропорционально отношению площадей F_1 / F

$$\frac{m_1}{m} = \frac{F_1}{F} = f. \quad (19)$$

Тогда из уравнения импульсов получим (рис. 2)

$$R_a = m v_2; \quad T = m v_{2y}; \quad Q_n = m v_{2x}. \quad (20)$$

Учитывая, что $v_2 = K_H v_{1y}$, получаем

$$v_{2y} = v_2 \cos \vartheta = K_H v_{1y} \cos \vartheta; \quad v_{2x} = v_2 \sin \vartheta = K_H v_{1y} \sin \vartheta. \quad (21)$$

$$\text{Запишем теперь уравнение энергий } T_b v_{1y} - Q_n V = \frac{m V_2^2}{2} - \frac{m V^2}{2} + \xi_{cmp} \frac{m V_{2x}^2}{2} + \xi_{K_H} \frac{m_1 v_{1y}^2}{2}.$$

Вычислим прирост кинетической энергии струи ΔE , исходя из треугольника скоростей (рис. 2) и учитывая формулы (20):

$$\Delta E = \frac{m V_2^2}{2} - \frac{m V^2}{2} = \frac{m v_{2y}^2}{2} + \frac{m (V - v_{2x})^2}{2} - \frac{m V^2}{2} = \frac{m v_{2y}^2}{2} - Q_n V = \frac{T_b v_{2y}}{2} + \frac{Q_n v_{2x}}{2} - Q_n V.$$

Потери на поворот струи примем равными кинетической энергии скорости торможения потока ($\xi_{cmp} = 1$). После преобразования уравнение энергии примет вид

$$T \bar{T}_b v_{1y} = \frac{1}{2} T_b v_{2y} + Q_n v_{2x} + \xi_{K_H} \frac{m_1 v_{1y}^2}{2}. \quad \text{Используя формулы (13), (16), (20) и (21), находим}$$

$$\bar{T}_b = \frac{K_H}{2} \left(\cos \vartheta + \frac{2}{K} \sin \vartheta \right) + \frac{\xi_{K_H} C_f}{2 K_H}. \quad \text{Здесь } K - \text{качество системы. Представим } \bar{T}_b \text{ через } \bar{T}_{b0} [1]:$$

$$\bar{T}_b = \bar{T}_{b0} + \Delta \bar{T}_b, \quad (22)$$

$$\text{где } \bar{T}_{b0} = \frac{1}{2} \left(K_H + \frac{\xi_{K_H}}{K_H} \right), \quad \Delta \bar{T}_b = \frac{K_H}{2} \left(\frac{2}{K} \sin \vartheta + \cos \vartheta - 1 \right) - \frac{\xi_{K_H}}{2 K_H} (1 - C_f),$$

или с учетом формул (16) для качества и для ξ_{K_H}

$$\Delta \bar{T}_b = \frac{K_H}{2} \left(\frac{2 + K^2}{K \sqrt{1 + K^2}} - 1 \right) - \frac{2 - K_H}{2} \xi_{kol} (1 - C_f). \quad (23)$$

Входящие в (22) и (23) величины определяются формулами (указаны в скобках) $\xi_{\text{кол}}$ (см. [1]); C_f (13); K (16).

Относительная тяга кольца найдется из соотношений (17):

$$\bar{T}_k = 1 - \bar{T}_v = \bar{T}_{k0} - \Delta \bar{T}.$$

На рис. 6 представлены зависимости $\bar{T}_k(\tilde{V})$ для различных значений $\bar{H}$. Как видно, несущая способность коллектора по скорости V сначала падает, а затем растет, восстанавливаясь до значений $\bar{T}_k$, близких к режиму работы винта на месте. Наибольшее падение тяги кольца соответствует скорости $\tilde{V} \approx 0,8$. В этом случае, как следует из графика $v_{ly}(\tilde{V})$ (рис. 3), величина $v_{ly} \approx \tilde{V}$ и поток натекает на коллектор под углом $\sim 45^\circ$. На задней части коллектора сильно ухудшаются условия обтекания, что ведет к увеличению потерь давления и снижению несущей способности кольца. На рис. 7 показана примерная картина обтекания входной части канала, откуда видна причина падения тяги кольца. На больших скоростях полета ($\tilde{V} > 2$) подсосывающий эффект винта очень слаб, а инерция потока велика. На задней части коллектора появляется разрежение и несущая способность кольца восстанавливается.

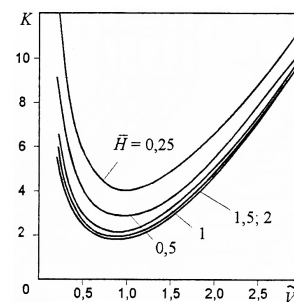


Рис. 5. График $K = f(\tilde{V})$

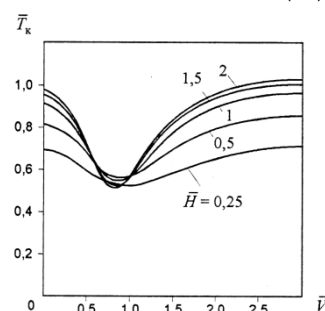


Рис. 6. График $\bar{T}_k = f(\tilde{V})$

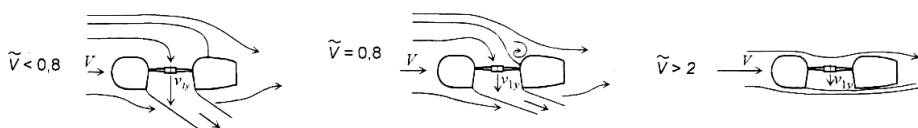


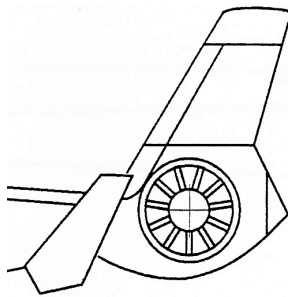
Рис. 7. Приближенная картина обтекания винта в канале для разных скоростей полета $\tilde{V}$

Таким образом, имея расходные характеристики системы «винт в кольце» в режиме горизонтальной обдувки и распределение тяг между винтом и кольцом, можно построить алгоритмы расчета всех аэродинамических характеристик системы, используя методы расчета, приведенные в [2]. Полученные на этой базе алгоритмы использованы в расчетах аэродинамических характеристик приведенных ниже экспериментальных моделей.

СРАВНЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ ФЕНЕСТРОНА ВЕРТОЛЕТА AS365 «ДОФЕН»

На рис. 8 приводится чертеж модели фенестрона «Дофен» французской фирмы «Аэро-спасьяль». Здесь же даны размерные и безразмерные параметры модели, для которых проведены расчеты суммарного аэродинамического коэффициента тяги $C_{T\Sigma}$ в зависимости от относительной скорости полета $\bar{V}$ и углов установки лопастей винта ϕ_7 при нулевом угле скольжения ($\alpha = 0$). Величина зазора принята $\bar{\delta} = 0,005$.

На рис. 9 проводится сравнение расчетных и экспериментальных данных, взятых из работы [6]. На рис. 10 приводятся кривые качества системы, найденные с учетом только импульсного сопротивления винта в кольце. В диапазоне скоростей $\bar{V} = 0,25 \dots 0,5$ его величина составляет $2 \dots 2,5$, что соответствует экспериментальным данным, приведенным в [6] (рис. 11). Заметим, что внешнее сопротивление корпуса фенестрона существенно ухудшает его качество. Как видим, совпадение расчетных и экспериментальных данных вполне удовлетворительное.



Диаметр винта $D = 393 \text{ мм}$
 Число лопастей $k_d = 11$
 Крутка лопастей $\Delta\phi_7 = 7^\circ$
 Заполнение винта $\sigma_7 = 0,503$
 Относительный радиус втулки $\bar{r}_0 = 0,4$
 Относительная длина диффузора $\bar{H}_d = 0,618$
 Относительный радиус скругления коллектора $\bar{r}_k = 0,1273$

Рис. 8. Чертеж и параметры испытательной модели фенестрона вертолета «Дофен»

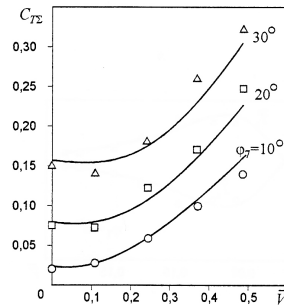


Рис. 9. Сравнение расчетных и экспериментальных данных

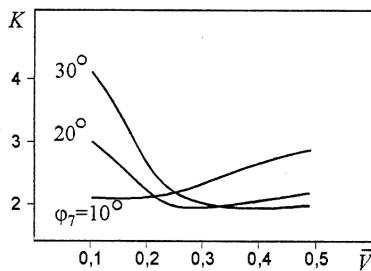


Рис. 10. Кривые качества модели «Дофен»

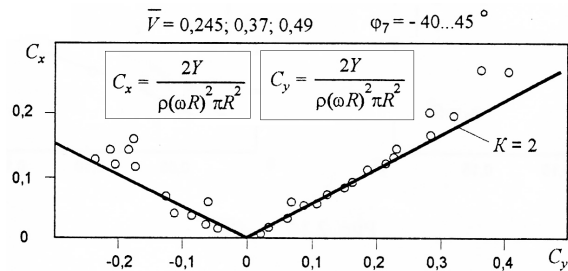


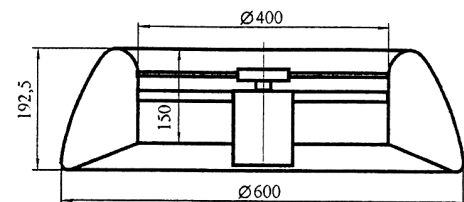
Рис. 11. График аэродинамических коэффициентов C_y и C_x для качества $K = 2$. Сравнение с экспериментом

СРАВНЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ ДПЛА, ВЫПОЛНЕННОГО ПО СХЕМЕ «ВИНТ В КОЛЬЦЕ»

В работе [7] приводятся результаты эксперимента с моделью ДПЛА в аэродинамической трубе Т-1 МАИ. На рис. 12 представлен чертеж модели, а также ее размерные и безразмерные параметры. Профиль коллектора, выполненный по лемнискате, и достаточно длинный диффузор обеспечивают практически полное расширение истекающей струи. Поэтому в расчетах принято $K_H = 1$. Величина зазора $\bar{\delta} = 0,005$. Обработка экспериментальных данных проведена Е.И. Мойзыхом, расчеты выполнены О.А. Заваловым.

На рис. 13 показано сравнение расчетных и экспериментальных тяговых аэродинамических характеристик модели C_{T_b} , C_{T_k} , $C_{T_{\Sigma}}$ [7], а также относительной тяги винта и кольца $\bar{T}_b$, $\bar{T}_k$, в зависимости от угла установки лопастей ϕ_7 в режиме висения. Идеальный профиль коллектора (лемниската) и прямоугольные некрученные лопасти обеспечивают высокую несущую способность кольца ($\bar{T}_k = 0,6$).

На рис. 14 для режима горизонтальной обдувки ДПЛА дается сопоставление расчетных и экспериментальных данных для аэродинамических коэффициентов тяги C_{T_b} , C_{T_k} , $C_{T_{\Sigma}}$, относительных тяг $\bar{T}_b$, $\bar{T}_k$, коэффициента импульсного сопротивления $C_{H_{\text{имп}}}$ и качества K в



Диаметр винта $D = 400 \text{ мм}$
 Число лопастей $k_d = 2$
 Заполнение винта $\sigma_7 = 0,06366$
 Относительный радиус цент. тела $\bar{r}_0 = 0,25$
 Относительная длина диффузора $\bar{H}_d = 0,525$
 Окружная скорость лопастей $\omega R = 195 \text{ м/с}$
 Профиль коллектора - лемниската ($\bar{r}_k = 0,2$)

Рис. 12. Чертеж и параметры ДПЛА

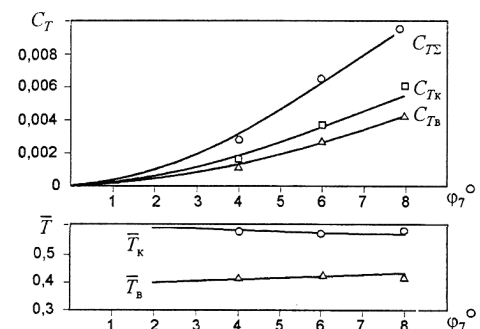


Рис. 13. Сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициентов C_T и относительной тяги кольца $\bar{T}_k$

зависимости от относительной скорости $\bar{V}$. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных удовлетворительное, что подтверждает достоверность предлагаемых алгоритмов.

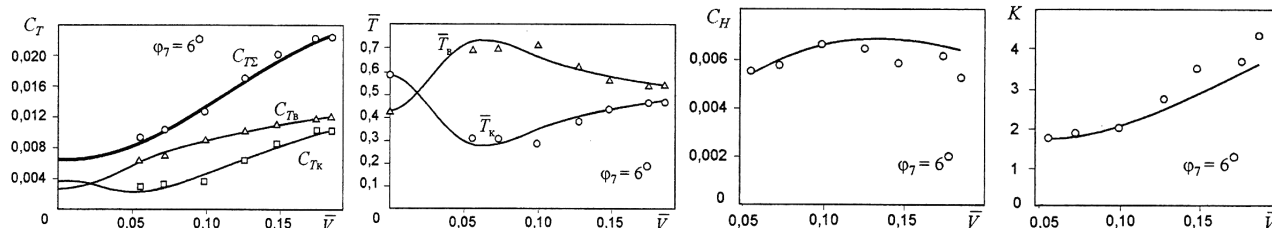


Рис. 14. Сравнения с экспериментом

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце с коллектором и коротким диффузором в режиме работы на месте // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 4. С. 36–46.
2. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце. М.: Изд-во МАИ, 1996. 88 с.
3. Шайдаков В.И., Завалов О.А. Аэродинамическое проектирование фенестрона. М.: Изд-во МАИ, 1980. 66 с.
4. Шайдаков В.И. Обобщенная дисковая вихревая теория и методы расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета // Проектирование вертолетов. Вып. 66, М.: Изд-во МАИ, 1977. С. 9–28.
5. Дубасов В.Т. Количество движения и момент количества движения, создаваемого замкнутым вихревым шнуром // Аэродинамика вертолета. М.: Изд-во МАИ, 1972. С. 50–63.
6. Russier M. The Fenestron Antitorque Concept. The Royal Aeronautical Society Conference on Helicopter Yaw Control Concepts, London, March 1990.
7. Мойzych Е.И., Кузнецов А.В., Завалов О.А. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой «винт в кольце». Труды МАИ. 2012. № 50. С. 11.

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF “FAN-IN-FIN” SYSTEM IN CONDITION OF FLOWING UNDER ZERO ATTACK ANGLE

Shaydakov V.I.

Fan-in-fin system can be used as single-rotor helicopter fenestrons propulsion system of low-speed airplanes and dirigibles as well as vehicles with remote control.

The article suggests way to continue the author’s research in the field of fan-in-fin system aerodynamics.

It also offers a method of aerodynamic characteristics of “fan-in-fin” (fenestron) system with cylindrical diffuser of limited length in flow regime under zero angle of attack calculation. The article gives some formula to calculate the flow velocity through the disk area which decrease with the increase of the defusser and air speed.

Correlation between fan thrust power and ring thrust on these regimes and momentum drag are found. Momentum drag is high enough, this fact leads to back deviation of total aerodynamic force system. This angle increases with increase of the diffuser length and at medium speed it can reach 30°.

Certainty of suggested algorithms is proved by comparison with experiments for helicopter fenestron and unmanned air vehicle by tests in wind tunnel of MAI.

Key words: fan-in-fin system, fenestron, horizontal flight, aerodynamics characteristics.

REFERENCES

1. Shaydakov V.I. Aerodynamics of the “fan-in-fin” system with short collector and the dif-fuser in a hover. The MAI [Moscow Aviation Institute] Scientific Bulletin. Moscow, 2013. Vol. 20. No. 4. P. 36–46.

2. **Shaydakov V.I.** Aerodynamics of “fan-in-fin” system. Moscow, MAI [Moscow Aviation Institute] publishing, 1996.
3. **Shaydakov V.I., Zavalov O.A.** Aerodynamic design of helicopter fenestron. Moscow, MAI [Moscow Aviation Institute] publishing, 1980.
4. **Shaydakov V.I.** Generalized vortex theory and inductive methods of calculation speeds of helicopter rotor. In the book “Helicopter design”. Vol. 66. Moscow, MAI [Moscow Aviation Institute] publishing, 1977.
5. **Dubasov V.T.** The momentum and angular momentum created by the closed vortex cord. In the book “Helicopter aerodynamics”. Moscow, MAI [Moscow Aviation Institute] publishing, 1972.
6. **Russier M.** The Fenestron Antitorque Concept. The Royal Aeronautical Society Conference on Helicopter Yaw Control Concepts, London, March 1990.
7. **Moizykh E.I., Kuznetsov A.V., Zavalov O.A.** Experimental study of aerodynamic characteristics of the remotely-piloted aircraft from the carrier system "fan-in-fin". Elektronnyj zhurnal «Trudy MAI». 2012. No. 50. available at: <http://www.mai.ru/science/trudy>.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Шайдаков Владимир Иванович, профессор кафедры «проектирование вертолетов» МАИ, доктор технических наук.