

# КРЫЛО ЗАМКНУТОГО ТИПА ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ. ПОЛОЖИТЕЛЬНЫЕ И ОТРИЦАТЕЛЬНЫЕ КАЧЕСТВА

Леонид Иванович Гречихин  
Минский государственный высший авиационный колледж,  
Минск, Республика Беларусь

DOI: 10.5937/vojtehg62-4739

ОБЛАСТЬ: машиностроение, авиация  
ВИД СТАТЬИ: оригинальная научная работа

*Краткое содержание:*

*Разработана аэродинамика замкнутого овального крыла эллипсоидальной формы с применением молекулярно-кинетической теории. Выявлены положительные и отрицательные качества летательного аппарата с овальным крылом. Осуществлена экспериментальная проверка теоретических расчетов.*

Ключевые слова: *овальное крыло, беспилотные летательные аппараты, аэродинамика.*

## Введение

Беспилотные летательные аппараты (ЛА) нашли широкое применение в народном хозяйстве и в военных целях. Это регулирование движением автотранспорта в больших городах, картография, контроль разлива рек, контроль возгорания лесных массивов др., а в военных целях – для разведки, доразведки и нанесения военных ударов по противнику неуправляемыми и управляемыми авиабомбами, а также разведовательно-ударными комплексами. Развитие авиации вообще и легкомоторной в частности идет по пути увеличения соотношения между полезной нагрузкой и полным весом летательного аппарата, что является основным показателем его эффективности. Также важным является сочетание достаточной скорости полета, высокой маневренности летательного аппарата с небольшими скоростями взлета и посадки. Эти задачи решаются улучшением аэродинамических характеристик летательного аппарата, что достигается совершенствованием его аэродинамической формы. В этом плане возникает цель рассмотреть возможности крыла замкнутого типа для уменьшения габаритов ЛА, увеличения дли-

тельности его полета, а также увеличения его аэродинамического качества. Решение поставленной цели ставит следующие задачи:

- разработать аэродинамику обтекания крыла замкнутого типа;
- произвести расчет аэродинамического качества в разных условиях полета;
- изготовить крыло замкнутого типа и проверить его в полете;
- выяснить положительные и отрицательные качества крыла замкнутого типа.

Последовательно рассмотрим поставленные задачи.

## Аэродинамика крыла замкнутого типа

Впервые самолет с замкнутым овальным крылом был изготовлен и испытан в Белоруссии в 2004 г. На эту модель получен патент (Анохин, Гречихин, Гущин и др., 2010). В дальнейшем на беспилотный летательный аппарат с замкнутым овальным крылом был получен патент (Анохин, Гречихин, Гущин и др., 2011). Расчет аэродинамического обтекания пилотируемого самолета с овальным крылом был выполнен автором и опубликован в (Гречихин, Лапцевич, Куць, 2012). В настоящей работе рассмотрим аэродинамику замкнутого овального крыла для беспилотного летательного аппарата, которое было изготовлено и испытано группой энтузиастов во главе с известным летчиком Анохиным А.М. Примерные размеры овального крыла: длина 1300 мм, высота 360 мм и ширина 300 мм.

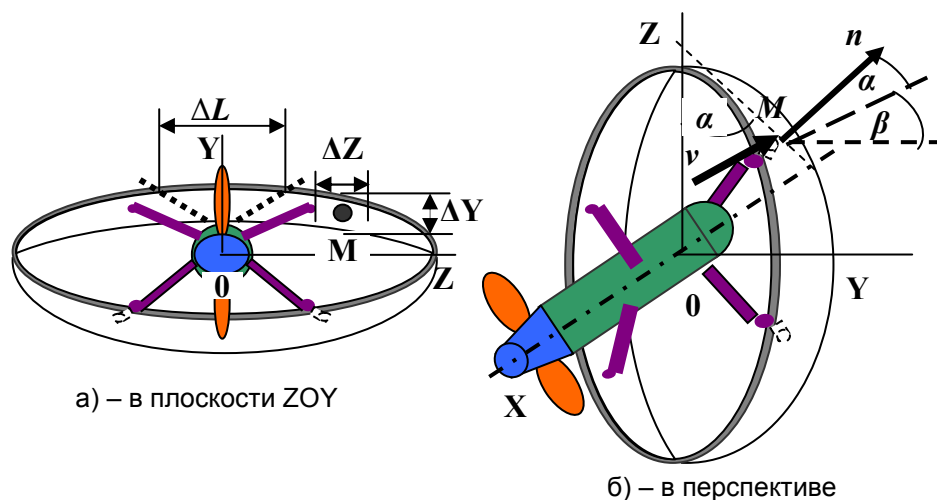


Рисунок 1 – Схема взаимодействия замкнутого овального крыла эллипсоидальной формы с воздушным потоком

Figure 1 – Scheme of the interaction of the closed oval elipsoidal wing with air flow

На рис.1. показана схема взаимодействия замкнутого овального крыла эллипсоидальной формы с воздушным потоком. На удалении  $z$  от центра эллипса выделим элемент площади  $\Delta S = \Delta z \Delta y$  (рис. 1а). Вдоль оси  $Z$  производится интегрирование, а вдоль оси  $Y$  величина  $\Delta y$  связана с шириной замкнутого крыла  $\delta$  следующим образом

$$\Delta y = \delta \sin \beta \cos \alpha, \quad (1)$$

где угол  $\alpha$  определяется путем нахождения производной  $dy/dz$ , а угол  $\beta$  – угол атаки.

$$\alpha = \operatorname{arctg} \left( \frac{bz}{a^2} \frac{1}{\sqrt{1 - z^2/a^2}} \right). \quad (2)$$

Здесь  $a$  и  $b$  большая и малая полуоси эллипса, формирующие контур эллипсоидального замкнутого крыла.

Величина взаимодействующей массы воздуха за время  $\Delta t$  с элементом поверхности  $\Delta S$

$$\Delta m = \rho \delta \Delta z \sin \beta \cos \alpha v \Delta t, \quad (3)$$

где  $\rho$  – плотность окружающего воздуха.

Скорость воздуха, падающего на площадку  $\Delta S$ ,

$$v = \begin{cases} v_e + v_c & \text{за винтом;} \\ v_c & \text{вне винта.} \end{cases} \quad (4)$$

Усредненная скорость движения потока воздуха отбрасываемого винтом на основании закона сохранения энергии

$$v_e = \sqrt[3]{\frac{P_x}{\pi r_e^2 \rho}}, \quad (5)$$

а скорость движения ЛА  $v_c$  задается исходя из его общего веса и значения установочного угла атаки.

Изменение импульса вдоль нормали к поверхности за время  $\Delta t$  определяет силу действия на элемент поверхности  $\Delta S$ , т.е.,

$$\Delta F_{n,y\delta} = \frac{\Delta m 2v}{\Delta t} = \left\{ \begin{array}{l} 2\rho \delta \Delta z \sin^2 \beta \cos \alpha (v_e + v_c)^2 \text{ за винтом} \\ \rho \delta \Delta z \sin^2 \beta \cos \alpha v_c^2 \text{ вне потока за винтом} \end{array} \right\} \quad (6)$$

Вдоль поверхности поток воздуха движется со скоростью

$$v_{\tau} = v \cos \beta. \quad (7)$$

Тангенциальная составляющая потока воздуха обуславливает возникновение силы, вследствие действия закона Бернулли.

$$\Delta F_{n,B} = 0,5 \rho v_{\tau}^2 \delta \sin \beta \Delta z. \quad (8)$$

Результирующее взаимодействие потока воздуха с элементом поверхности  $\Delta S$  вдоль оси Y-в создает подъемную силу, а вдоль оси X-в лобовое сопротивление. Тогда подъемная сила и сила лобового сопротивления будут равны

$$P'_y = \int_0^a \cos \beta (dF_{n,y\delta} - dF_{n,B})$$

$$P'_x = \int_0^a \sin \beta (dF_{n,y\delta} - dF_{n,B}) \quad (9)$$

При вычислении интегралов (9) следует учитывать долю длины крыла, которая находится в потоке воздуха, отбрасываемого винтом, и изменение скорости вдоль радиуса винта. Чтобы поток воздуха за винтом существенно не изменялся вдоль радиуса винта, применяют разную крутку с изменением ширины винта. На малых беспилотных летательных аппаратах применяют в основном высокооборотные винты, для которых за винтом реализуется достаточно равномерный поток воздуха.

Если известен радиус винта  $r_6$ , то расстояние вдоль оси Z, на котором следует учитывать поток воздуха, отбрасываемый винтом, находится по формуле:

$$z_k = a \sqrt{\frac{r_6^2 - b^2}{a^2 - b^2}}. \quad (10)$$

Зная скорость потока воздуха за винтом и результирующую скорость полета ЛА, находим его лобовое сопротивление и подъемную силу.

## Аэродинамическое качество

Расчет аэродинамического качества был выполнен при мощности потребления электромотором  $N_0 = 175$  Вт для веса ЛА  $\sim 3$  кг с высокооборотным винтом Graupner 12x6, параметры которого указа-

ны в табл. 1 (Гречихин, Лапцевич, Куць, 2012). Коэффициент передачи этой мощности непосредственно на винт составляет 0,95. Полагаем, что вся мощность, потребляемая винтом, преобразуется в мощность отбрасываемого потока воздуха. Тогда реализуется следующее равенство

$$\pi r^2 \rho v_e^3 = 0,95 N_d. \quad (11)$$

Таблица 1 – Параметры отдельного элемента лопасти высокоскоростного винта Graupner 12x6  $r = 220$  мм

Table 1 – Parameters of the separated element of the high-speed fan blade of the Graupner type

Длина, мм	17	33,8	50,7	67,5	84,4	101	118	135	152
Ширина, мм	-	14,6	21	19	17,8	17,0	16,5	14	3
Толщина, м	-	6,5	2,4	2,0	2,0	1,75	1,5	1,3	0
Угол круч./ крит. угол, град	-	35 <sup>0</sup>	26 <sup>0</sup> / 20,5	19 <sup>0</sup> / 17,6	18 <sup>0</sup> / 18,7	13 <sup>0</sup> / 17,4	9 <sup>0</sup> / 15,5	5 <sup>0</sup> / 15,8	3 <sup>0</sup>
Эллипсоид. поверхность, $a/b$ , мм	-	-	6,9/ 2,4	6,3/ 2,0	5,9/ 2,0	5,6/ 1,75	5,4/ 1,5	4,6/ 1,3	-
Внешний радиус, мм	-	-	42,6	41,3	36,4	38,0	41,8	34,6	-
Внутренний радиус, мм	-	-	31,5	27,3	29,8	33,9	∞	∞	-
Плоская поверх., мм	-	-	6,9	6,3	5,9	5,6	5,4	4,6	-

Из равенства (11) получаем следующее значение среднеэффективной скорости потока воздуха за винтом  $\sim 9,46$  м/с (или  $\sim 34$  км/ч).

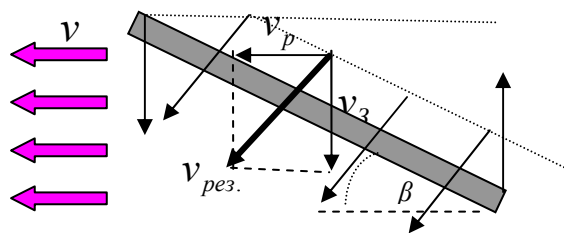


Рисунок 2 – Схематическое изображение заполнения зоны разрежения  
Figure 2 – Scheme of the displacement flow

При угле атаки отличном от нуля за крылом возникает зона разрежения. Характер течения воздуха в теневой области винта показан на рис. 2. В зоне разрежения непосредственно за крылом образуется зона полного вакуума, которая заполняется молекулами окру-

жающего воздуха сверху и снизу со скоростью звука  $v_{зв} = \sqrt{\frac{\gamma k_B T}{m_a}}$ , а

заполнение зоны разрежения вдоль направления движения крыла также со скоростью звука, но которая ослаблена скоростью движения крыла, т.е.,  $v_p = v_{зв} - v$ . При этом давление в зоне разрежения равно (Гречихин, Куць, 2013)

$$P_e = P_\infty \exp\left(-\frac{m_a v^2}{2k_B T}\right) \quad (12)$$

где  $P_\infty$  – давление воздуха в окружающей среде и  $v = v_e + v_c$ , или  $v = v_c$ .

В заданном направлении движется только 1/6 часть всех молекул, а с учетом косинусного распределения составит несколько большее количество, т.е., 1/4. За время  $\Delta t$  масса воздуха на элемент поверхности  $\Delta S = \Delta z \delta \cos \alpha \sin \beta$  на основании рис. 2 выразится так

$$\Delta m = \frac{1}{4} m_a \frac{P_e}{k_B T} \delta \cos \alpha \sin \beta v \Delta z \Delta t. \quad (13)$$

Заполнение зоны разрежения происходит со скоростью звука с верхней и нижней кромки крыла. При этом с нижней кромки крыла заполнение запаздывает. Поэтому при малых углах атаки  $\beta$  столкновение потоков воздуха возникающих с верхней и нижней кромок крыла с образованием вихрей происходит за нижней кромкой крыла и этот процесс не влияет на динамику заполнения зоны разрежения. Поэтому результирующий поток воздуха в зоне разрежения определяется «сверху вниз» т.е., с верхней кромки крыла со скоростью звука.

Нормальная и тангенциальная составляющие результирующей скорости заполнения зоны разрежения в срывном течении

$$v_n = v_{зв} \cos \alpha \cos \beta \text{ и } v_\tau = v_{зв} \sin \alpha \sin \beta. \quad (14)$$

Нормальная составляющая результирующей скорости ударно воздействует на внутреннюю поверхность овального крыла, а тангенциальная составляющая – газодинамическую силу давления, обусловленную законом Бернулли. Обе эти силы действуют взаимно противоположно и соответственно равны

$$\begin{aligned} \Delta F_{n,уд.} &= 2m_a \frac{P_e}{k_B T} \delta \cos \alpha \sin \beta v v_n \Delta z; \\ \Delta F_{n,Б} &= \frac{1}{2} m_a \frac{P_e}{k_B T} \delta v_\tau^2 \Delta z. \end{aligned} \quad (15)$$

$v = v_e + v_c$  при  $z = z_k$  и  $v = v_c$  при  $z > z_k$ .

Результирующая подъемная сила и лобовое сопротивление с обратной стороны определяются интегралами вида

$$P'_Y = A \int_0^{z_k} \cos \alpha \cos(\beta) (-dF_{n,y\delta} + dF_{n,B}) + 0,5A \int_{z_k}^a \cos \alpha \cos(\beta) (-dF_{n,y\delta} + dF_{n,B});$$

$$P'_X = A \int_0^{z_k} \sin \alpha \sin(\beta) (-dF_{n,y\delta} + dF_{n,B}) + 0,5A \int_{z_k}^a \sin \alpha \sin(\beta) (-dF_{n,y\delta} + dF_{n,B}).$$
(16)

Здесь  $A = m_a P_e \delta L / k_B T$ , где для первого интеграла  $L = z_k$ , а для второго интеграл  $L = a - z_k$ .

Конкретные результаты расчета лобового сопротивления, подъемной силы и аэродинамического качества для овального крыла в зависимости от скорости полета приведены в табл. 2.

*Таблица 2* – Зависимость лобового сопротивления, угла атаки и аэродинамического качества от скорости движения ЛА при установочном угле равно нулю и скорости отбрасывания воздуха винтом 9,46 м/с

*Table 2* – Dependence of resistance, attack angle and aerodynamical characteristics on the aircraft speed for the installation angle equal to zero and the speed of air thrust by blades of 9.46 m/s

Параметры	Скорость движения ЛА, м/с							
	3,5	5	10,3	15	20	25	30	35
$P_y$ , гГ	2,98	3,01	3,03	3,06	3,09	3,04	3,05	3,08
$P_x$ , кГ	0,45	0,13	0,051	0,036	0,029	0,024	0,021	0,020
$\alpha$ , град	31	12	4,5	2,9	2,1	1,6	1,3	1,1
$P_y/P_x$	6,5	22,5	59,6	84,4	105,7	126,8	143,8	157,8
$N_\delta$ , Вт	3,2	6,56	5,14	5,33	5,73	5,88	6,23	6,70
$t_n$ , час	0	2,6	3,3	3,1	2,9	2,8	2,7	2,5

Оптимальная скорость 10,3 м/с выделена.

Из табл. 2 следует:

1. При начальной скорости полета менее 3,5 м/с ЛА с рассмотренным размером овального крыла в принципе совершать полет не сможет. Чтобы осуществить полет ЛА весом 3 кГ при скорости 2-3 м/с следует увеличить размеры овального крыла.

2. ЛА с овальным крылом может запускаться «с рук», придав начальную скорость несколько более 3,5 м/с, и при этом необходимо угол атаки обеспечить примерно  $30^\circ$ .

4. По мере увеличения скорости полета угол атаки уменьшается и при скорости полета 90 км/ч достигает  $\sim 1,6^\circ$ . Такой угол атаки является для данного крыла установочным.

5. При посадке скорость вращения винта уменьшается, тяга падает, хвостовое оперение опускается, и соприкосновение с земной поверхностью осуществляется хвостовым оперением, что существенно снижает вероятность поломки ЛА и не нуждается в использовании парашюта. Парашютирование осуществляется автоматически.

6. Подъемная сила и лобовое сопротивление овалного крыла на всех скоростях полета обеспечиваются только работой тянущего винта. Поэтому при максимальном времени полета ЛА с замкнутым овалным крылом его скорость составит  $v_c \approx N_o / P_x \approx 35 \div 40$  км/ч. Если используется аккумулятор (LIP 18650-45) емкостью  $Q = 1,4$  А·ч с выходным напряжением  $U = 12$  В, то электромотор при средней скорости полета ЛА 37 км/ч будет потреблять мощность 5,1 Вт, что обеспечит время нахождения ЛА в воздухе без учета лобового сопротивления фюзеляжа  $t = QU / \bar{N}_o \approx 3,3$  часа. Для микро ЛА с электрическим приводом это вполне приемлемое время. При наличии фюзеляжа время полета резко уменьшится, т.к. существенно возрастет мощность потребления энергии от аккумулятора.



Рисунок 3 – Крыло замкнутого типа в момент запуска «с рук». Железный стержень имел вес 3 кг

Figure 3 – Closed-type wing at the moment of hand launch. The iron bar is 3kg heavy



## Экспериментальные исследования

Крыло было изготовлено и испытано в полете. На рис. 3 показан ЛА весом 3 кг с замкнутым крылом в момент его запуска. В процессе проведения испытаний летательный аппарат совершал разные маневры и даже выполнял петлю Нестерова. Качественно теоретический расчет вполне удовлетворительно подтвердился экспериментально.

### Положительные качества ЛА с овальным крылом замкнутого типа

Отметим наиболее существенные положительные качества ЛА с овальным крылом замкнутого типа:

- по сравнению со стандартной схемой ЛА (моноплан) обладает меньшими габаритами;
- не нуждается во взлетно-посадочной полосе;
- обладает парашютными свойствами;
- обладает высоким аэродинамическим качеством;
- крыло может быть выполнено в виде простой свернутой металлической ленты или в виде каркаса, обтянутого полотном;
- не нуждается в дополнительных элементах управления, размещенных непосредственно на крыле;
- по экономическим показателям превосходит наземный транспорт;
- может совершать полет в любых погодных условиях;
- управление полетом осуществляется только рулем высоты и рулем направления.

### Отрицательные качества ЛА с овальным крылом замкнутого типа

Недостатки отмечены следующие:

- подъемная сила овального крыла замкнутого типа формируется в основном центральной частью крыла за работающим винтом, что составляет примерно 20% от всей длины крыла, а остальная конструкция крыла практически не участвует в создании подъемной силы;
- размещение фюзеляжа в центре овального крыла создает не только положительную интерференцию, но и отрицательную, которая не достаточно еще изучена;
- парашютные свойства обеспечиваются совместно с работой винта, и отключается винт в момент касания летательным аппаратом земной поверхности, а полное выключение винта вследствие какой либо аварии не обеспечит необходимого парашютирования.

## Выводы

Летательный аппарат с овальным крылом замкнутого типа является новым направлением развития авиационной техники. Будущее за овальным крылом замкнутого типа, а с введением дополнительной механизации в крыло позволит резко снизить экономические затраты на авиационные перевозки. Применение вихревых тепловых насосов в областях, где овальное крыло не участвует в формировании подъемной силы, как это рассмотрено в (Гречихин, Лапцевич, Куць, 2012), (Гречихин, Куць, 2013) позволит полностью отказаться от углеводородного топлива и использовать только электрическую трансмиссию в гибридном исполнении.

### Литература

Анохин, А.М., Гречихин, Л.И., Гуцин, А.Л., & и др., 2010. *Крыло летательного аппарата. Патент РБ № 13863 с приоритетом, 30.12.2010 г.*

Анохин, А.М., Гречихин, Л.И., Гуцин, А.Л., & и др., 2011. *Летательный аппарат. Патент РФ на полезную модель № 107766 с приоритетом 24.03. 2011.*

Гречихин, Л.И., Лапцевич, А.А., & Куць, Н.Г. 2012. *Аэродинамика летательных аппаратов.* Мн.: ИООО «Право и экономика», стр. 285.

Гречихин, Л.И., & Куць, Н.Г. 2013. *Энергетические комплексы на транспорте.* Мн.: ИООО «Право и экономика», стр. 259.

KRILO ZATVORENOG TIPA ZA BESPILOTNE LETELICE:  
POZITIVNE I NEGATIVNE KARAKTERISTIKE

Leonid Ivanovič Grečihin  
Državni viši koledž za vojno vazduhoplovstvo u Minsku,  
Republika Belorusija

OBLAST: mašinstvo, vazduhoplovstvo  
VRSTA ČLANKA: originalni naučni članak

Sažetak:

*U radu je razrađena aerodinamika zatvorenog krila ovalnog elipsastog oblika, sa upotrebom molekularno-kinetičke teorije. Opisane su pozitivne i negativne karakteristike letelica sa ovalnim krilima. Izvršena je eksperimentalna provera teorijskih proračuna.*

*Ključne reči: ovalno krilo, bespilotne letelice, aerodinamika.*

## CLOSED-TYPE WING FOR DRONES: POSITIVE AND NEGATIVE CHARACTERISTICS

Leonid Ivanovich Gretchihin  
Minsk State Higher Aviation College, Department of Natural Science  
Disciplines, Minsk, Republic of Belarus

FIELD: Mechanics, Aviation  
ARTICLE TYPE: Original Scientific Paper

### *Summary:*

*The paper presents the aerodynamics of a wing of a closed oval ellipsoidal shape, designed with the use of the molecular-kinetic theory. The positive and negative characteristics of aircraft – drones with an oval wing are described. The theoretical calculations have been experimentally checked.*

*Key words: oval wing; drones; aerodynamics.*

Дата получения работы/Paper received on: 25. 10. 2013.

Дата получения исправленной версии работы/Manuscript corrections submitted on:  
13. 11. 2013.

Дата окончательного согласования работы /Paper accepted for publishing on:  
15. 11. 2013.