



К.Т. Ахметов, Х. Молдамурат, К.Ж. Саханов

L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Казахстан

E-mail: khuralay03@gmail.com

ИССЛЕДОВАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА БПЛА С ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКОЙ ОТ 70 ДО 150 КГ

Аннотация. В настоящей статье представлены результаты исследования геометрических параметров крыла БПЛА в зависимости от величины полезной нагрузки. Теоретическим путём установлено, что размах крыла и его площадь возрастают прямо пропорционально увеличению суммарной нагрузки, включающей массу летательного аппарата и полезной нагрузки в диапазоне от 70 до 150 кг. При увеличении площади крыла с 19 до 23 м², рассчитанной на основе трапецеидальной формы, соответствующим образом изменяются корневая и концевая хорды: их значения варьируются в пределах 4,9-5,4 м и 2,5-2,7 м соответственно. Размах крыла при этом изменяется от 11,5 до 12,7 м. Полученные зависимости позволили определить диапазон геометрических характеристик крыла – от минимальных до максимальных значений, что обеспечивает обоснованные исходные данные для проектирования БПЛА.

Ключевые слова: БПЛА, трапецеидальное крыло, полезная нагрузка, концевое и корневое крыло, коэффициент подъемной силы.

Введение.

На сегодняшний день беспилотные летательные аппараты (далее – БПЛА) играют важную роль в становлении развитии авиационной техники. В зависимости от конструкции, типа силовой установки, грузоподъемности и назначения БПЛА классифицируются по нескольким направлениям: гражданскому, военному, сельскохозяйственному, применению в чрезвычайных ситуациях и другим. К основным техническим характеристикам БПЛА следует отнести его полезную нагрузку. Под полезную нагрузку в целом можно отнести сенсоры, бортовое оборудование или иные модули, служащие для разведки, мониторинга, ретрансляции связи. Помимо этого, в военном назначении в качестве полезной нагрузки дополнительно относят модифицированные гранаты (ВОГ, РГД), барражирующие боеприпасы, управляемые ракеты, корректируемые авиабомбы или неуправляемые взрывные устройства. Например, БПЛА в разведывательном типе Орлан-10 (Россия) имеет полезную нагрузку до 10 кг и предназначен для воздушной разведки, корректировки артиллерийского огня, радиоэлектронной борьбы и гражданского мониторинга [1]. Другой тип



БПЛА тактического звена RQ-7 Shadow (США) с полезной нагрузкой ~ 75 кг служит для наблюдения и разведки сухопутных войск и Корпуса морской пехоты США [2]. С 2002 года система использовалась для ведения разведки, целеуказания и оценки последствий ударов, сыграв значительную роль в операциях в Ираке и Афганистане. Помимо этого, существует также тактический ударно-разведывательный БПЛА CH-92A (Китай) средней дальности с полезной нагрузкой до 75 кг. Аппарат относится к классу MALE-дронов малого/среднего размера и предназначен для разведки, целеуказания и нанесения высокоточных ударов управляемыми боеприпасами [3]. Также применяются разведывательные БПЛА тактического назначения IAI Searcher (Израиль) с полезной нагрузкой 3...4 кг, предназначенный для ведения воздушной разведки, наблюдения и целеуказания [4]. Применяются также и легкого класса БПЛА, такие как ScanEagle – это многоразовый летательный аппарат служащее для разведки, наблюдения и сбора данных, особенно в морской и прибрежной среде [5]. Все вышеперечисленные летающие аппараты являются крылатого типа, имеют размах крыла от 3 до 11 м с продолжительностью полета до 24 ч. Возникает вопрос, какие будут геометрические размеры профиля крыла, если диапазон полезной нагрузки будет варьироваться от 70 до 150 кг.

Целью данной статьи является исследование геометрических характеристик крыла БПЛА в диапазоне полезной нагрузки в интервале 70...150 кг. Для этого требуется решить следующие задачи:

- 1) Теоретически определить подъемную силу.
- 2) Определение геометрических характеристик.
- 3) Конструирование и моделирование крыла.

Материалы и методы.

В данной статье рассматривается традиционный метод определения геометрии трапециевидного крыла. Прежде чем определить геометрию крыла, необходимо вывести общую формулу подъемной силы крыла.

1) *Подъемная сила.* Это универсальный алгоритм, который применяют при предварительном проектировании БПЛА. Для определения подъемной силы используется уравнение Бернулли, описывающее сохранение механической энергии в стационарном потоке идеальной несжимаемой жидкости или газа. В общем виде уравнение записывается как: $p + \frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh = const$. В данном выражении член ρgh характеризует потенциальную энергию потока. При рассмотрении обтекания крыла летательного аппарата изменением высоты пренебрегают, поэтому данный член принимается постоянным. Оставшиеся слагаемые p и $\frac{1}{2}\rho v^2$ представляют собой соответственно статическое давление и динамическое давление (кинетическую энергию единицы объема потока). Согласно уравнению Бернулли, увеличение скорости потока приводит к уменьшению статического давления. При обтекании крыла скорость воздушного потока над его верхней поверхностью больше, чем под нижней. В результате давление над крылом



оказывается ниже, чем под ним. Возникающая разность давлений формирует результирующую силу, направленную вверх, которая и является подъемной силой: $L = \Delta p \cdot S$, где Δp – разность давлений над и под крылом, S – площадь крыла. В связи с тем, что реальное распределение давления в полости крыла сложное в расчетах, вводят коэффициент подъемной силы C_L , зависящее от плотности среды в различных высотах.

$$C_L = \frac{L}{0,5\rho v^2 S} \quad (1)$$

Из выражения (1) получим формулу подъемной силы:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho v^2 S \quad (2)$$

В данных формулах (1) и (2), коэффициент подъемной силы принимают среднее значение для ударных БПЛА $C_L \approx 0,7$, на высоте ≥ 7000 м, коэффициент возрастает $C_L = 0,8 \dots 0,9$ [6]. Неизвестной величиной является площадь крыла, которое будет определено по традиционному методу геометрии трапецеидального крыла.

2) *Определение геометрических характеристик крыла.* Основными геометрическими характеристиками крыла при проектировании является БПЛА крылатого типа является площадь, размах крыла, концевая и корневая хорда.

Площадь крыла можно определить по формуле (2) при известных значениях коэффициента подъемной силы и условия $L = W$, где $W = mg$, т.е. учитывается сила тяжести самого летательного аппарата.

$$S = \frac{2mg}{C_L \rho v^2} \quad (3)$$

Для определения размаха крыла необходимо учесть удлинение крыла (Aspect Ratio, AR), характеризующаяся как квадрат размаха крыла, деленный на его площадь $AR = b^2/S$, отсюда получаем:

$$b = \sqrt{AR \cdot S} \quad (4)$$

Для тактические ударные БПЛА с продолжительностью полета до 24 ч AR принимается в диапазоне $6 \dots 8$ [7]. В расчетах примем среднее значение $AR = 7$. Для определения корневой хорды C_r и концевой хорды C_t используется соотношение, называемое коэффициентом сужения крыла: $\lambda = C_t / C_r$. Он характеризует степень изменения геометрических размеров крыла по размаху крыла (рисунок 1). Оптимальным диапазоном для данного типа БПЛА: $\lambda = 0,4 \dots 0,6$.

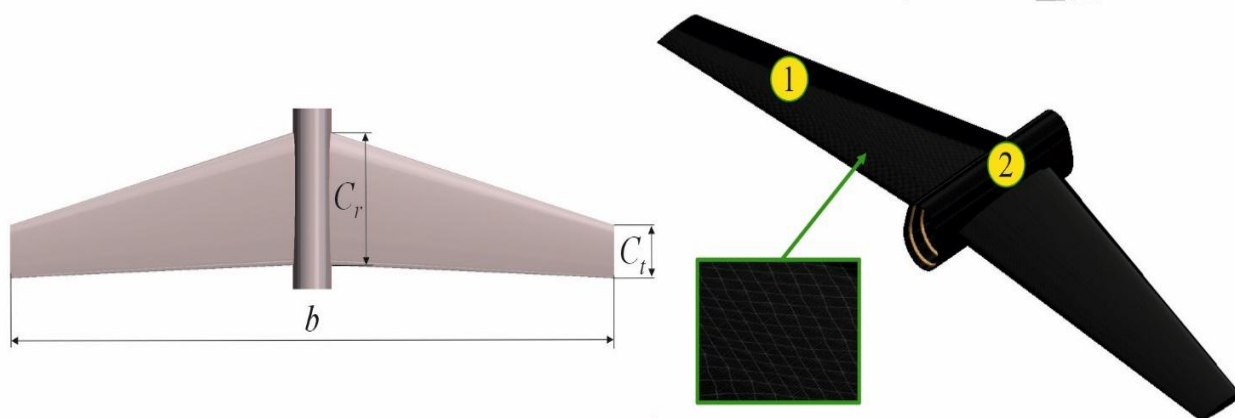


Рисунок 1 - Геометрические характеристики и элементы конструкции БПЛА: (1) – крыло (трапециевидальное); (2) – фюзеляж

Если принять площадь крыла как трапецию, его площадь будет выражаться по формуле $S = b(C_r + C_t)/2$. учитывая $C_t = \lambda C_r$ данную формулу, можно переписать как $S = b(C_r + \lambda C_r)/2$ или $S = b C_r(1 + \lambda)/2$. Отсюда получим формулу для C_r :

$$C_r = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} \quad (5)$$

Следует отметить, что при определении геометрических характеристик крыла, авторским коллективом не были определены геометрические размеры профиля крыла. За данный профиль были взяты стандартные значения, вычисленные по известным формулам [8,9].

Результаты и обсуждение.

В проектировании любого типа БПЛА, в том числе и ракеты-носителей, всегда исходят из массы полезной нагрузки. Из поставленной задачи, требуются определить геометрические размеры крыла при полезной нагрузке от 70 до 150 кг. Средняя масса БПЛА при таких полезных нагрузках составляет ~ 500 кг. Тогда, с учетом полезной нагрузки общая масса БПЛА составляет 570...650 кг. Учитывая плотность воздуха $\rho = 0,59 \text{ кг/м}^3$ на высоте $\geq 7000 \text{ м}$ и средняя скорость движения БПЛА ~ 35 м/с позволяет определить общую площадь крыла (рисунок 2, а), размаха крыла (рисунок 2, б), а также корневые и концевые хорды (рисунок 2, в) согласно формулам (1) – (4).

На рисунке 2 представлено влияние общей массы БПЛА на основные геометрические параметры крыла: площадь, размах, а также корневую и концевую хорды. Полученные зависимости носят монотонный и близкий к линейному характер, что отражает фундаментальные аэродинамические закономерности формирования несущей поверхности летательного аппарата.

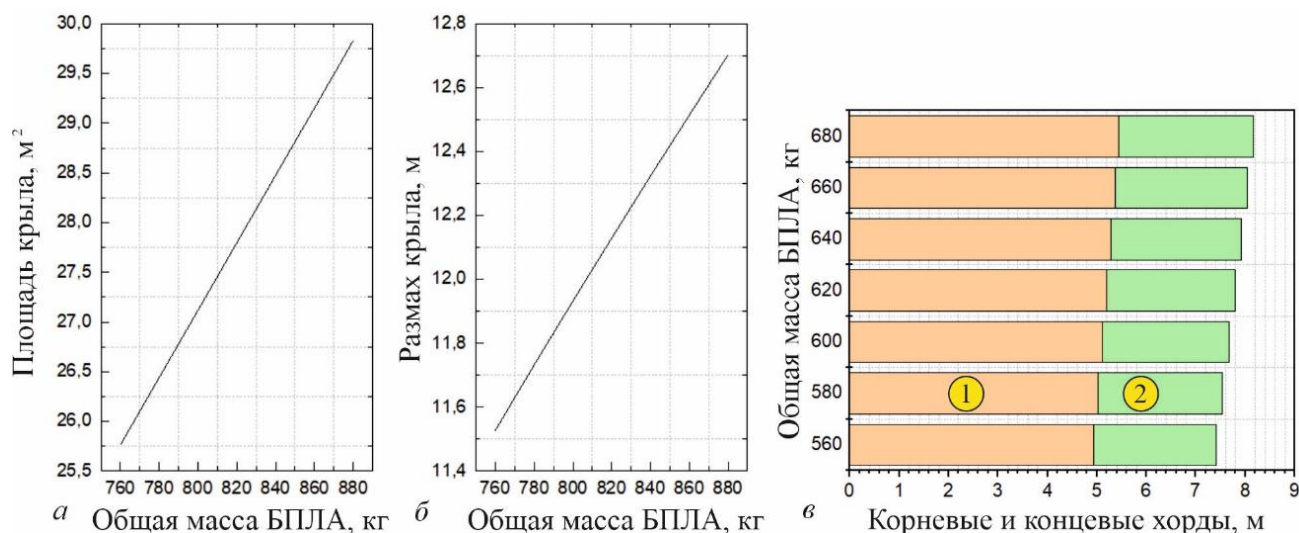


Рисунок 2 - Влияние общей массы БПЛА на геометрические размеры крыла:
(а) изменение площади; (б) – изменение размаха крыла; (в) гистограмма
изменения (1) концевых хорд C_t и (2) корневых хорд C_r зависимости от
общей массы

С увеличением общей массы БПЛА наблюдается закономерный рост площади крыла (рисунок 2, а). Это обусловлено необходимостью обеспечения равновесия в установившемся горизонтальном полёте: при увеличении веса летательного аппарата требуется соответствующее увеличение подъёмной силы. Поскольку режим полёта (скорость и высота) принимается постоянным, увеличение подъёмной силы достигается за счёт увеличения площади несущей поверхности. Практически линейный характер зависимости свидетельствует о том, что в рассматриваемом диапазоне масс сохраняются неизменными основные аэродинамические параметры и не происходит перехода к иным режимам течения. Таким образом, масштабирование площади крыла осуществляется пропорционально росту массы при сохранении принятой аэродинамической концепции. Кроме того, увеличение площади крыла позволяет поддерживать допустимый уровень нагрузки на крыло, что важно для обеспечения приемлемых взлётно-посадочных характеристик и достаточного запаса по сваливанию.

Размах крыла также увеличивается с ростом массы БПЛА и демонстрирует близкую к линейной зависимость (рис.2, б). Это указывает на сохранение практически постоянного удлинения крыла при варьировании массы. Поддержание удлинения на заданном уровне является важным фактором аэродинамической эффективности, поскольку позволяет ограничивать рост индуктивного сопротивления. Следовательно, увеличение размаха при росте площади крыла является результатом целенаправленного сохранения геометрических пропорций крыла. Такой подход обеспечивает стабильность аэродинамических характеристик при масштабировании конструкции.



Анализ гистограммы показывает (рисунок 2, в), что при увеличении массы возрастает как корневая, так и концевая хорда крыла. Их изменение носит согласованный характер, что свидетельствует о сохранении практически постоянного коэффициента сужения крыла. Сохранение коэффициента сужения имеет принципиальное значение с точки зрения распределения подъёмной силы по размаху и обеспечения благоприятных характеристик сваливания. При таком подходе аэродинамическая компоновка крыла остаётся неизменной, а геометрия масштабируется пропорционально. Увеличение хорд также приводит к росту характерных линейных размеров профиля, что влияет на режим обтекания и может способствовать некоторому повышению аэродинамического качества. Однако одновременно возрастает нагрузка на силовые элементы крыла, особенно в корневой части, что требует соответствующего учёта при проектировании конструкции.

Заключение.

В результате анализа установлено, что увеличение общей массы БПЛА приводит к пропорциональному росту площади и размаха крыла, а также корневых и концевых хорд при сохранении основных геометрических пропорций несущей поверхности. Полученные зависимости носят близкий к линейному характер, что свидетельствует о масштабировании крыла в условиях сохранения принятой аэродинамической схемы и режимов полёта. Поддержание практически постоянных значений удлинения и степени сужения крыла обеспечивает стабильность аэродинамических характеристик и эффективность компоновки при варьировании массы. Таким образом, результаты подтверждают корректность выбранного подхода к предварительному проектированию и демонстрируют его применимость для параметрического синтеза геометрии крыла в заданном диапазоне масс БПЛА.

Данная статья выполнена и опубликована в рамках научного проекта, финансируемого Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан по контракту № 189-ГФ/24–26 от 09 сентября 2024 г. (проект AP23486167 «Разработка геоинформационной системы мониторинга и прогнозирования распространения лесных пожаров с интеллектуальной обработкой аэрокосмических данных»)

ЛИТЕРАТУРА

1. Kerry Chavez. Learning on the Fly: Drones in the Russian-Ukrainian War / – Arms Control Today, No. 1, p. 6–11.
2. Polek M. Supplementing Shadow's ISR Capabilities with Longer-Enduring Tactical Unmanned Aerial Systems // American Intelligence Journal. – 2013. – Vol. 31, No. 1. – p. 36–45.



3. CH-92A Reconnaissance Attack Drone // <https://www.militarydrones.org.cn> (дата обращения: 15.02.2026). – Текст: электронный.

4. O'Connor F., Williams S. Detecting changes in terrain using unmanned aerial vehicles including IAI Searcher Mk I and Mk II platforms // *Journal of Unmanned Systems Research*. – 2025. – Vol. 12, No. 3. – p. 45–58.

5. Hodgson A. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for Surveying Marine Fauna: A Dugong Case Study // *PLoS ONE*. – 2013. – Vol. 8, No. 11– p. 13–17.

6. Федоров Л.П. Расчет характеристик набора высоты и снижения высотного беспилотного летательного аппарата // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 3 (100). – С. 45–49.

7. Гурьев С.А., Иванов В. П., Петров Е. Н. Анализ аэродинамических характеристик и устойчивости ударных беспилотных летательных аппаратов // *Вестник авиации и космонавтики*. – 2021. – т.15, № 2. – с.112–120.

8. Антонов В.И., Сушков В. И. Аэродинамика летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1983. – 320 с.

9. Anderson J.D. *Fundamentals of Aerodynamics*. – 5 th ed. – New York: McGraw-Hill, 2011. – 1100 p.

REFERENCES

1. Kerry Chavez. Learning on the Fly: Drones in the Russian-Ukrainian War / – *Arms Control Today*, No. 1, p. 6–11.

2. Polek M. Supplementing Shadow's ISR Capabilities with Longer-Enduring Tactical Unmanned Aerial Systems // *American Intelligence Journal*. – 2013. – Vol. 31, No. 1. – p. 36–45.

3. CH-92A Reconnaissance Attack Drone // <https://www.militarydrones.org.cn> (data obrashcheniya: 15.02.2026). – Tekst: elektronnyy.

4. O'Connor F., Williams S. Detecting changes in terrain using unmanned aerial vehicles including IAI Searcher Mk I and Mk II platforms // *Journal of Unmanned Systems Research*. – 2025. – Vol. 12, No. 3. – p. 45–58.

5. Hodgson A. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for Surveying Marine Fauna: A Dugong Case Study // *PLoS ONE*. – 2013. – Vol. 8, No. 11. – p. 13–17.

6. Fedorov L.P. Raschet kharakteristik nabora vysoty i snizheniya vysotnogo bespilotnogo letatel'nogo apparata // *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i techno-logiya*. – 2013. – No. 3 (100). – S. 45–49.

7. Gur'ev S.A., Ivanov V.P., Petrov E.N. Analiz aerodinamicheskikh kharakteristik i ustoychivosti udarnykh bespilotnykh letatel'nykh apparatov // *Vestnik aviatsii i kosmonavтики*. – 2021. – T. 15, No. 2. – S. 112–120.

8. Antonov V.I., Sushkov V.I. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov*. – М.: Mashinostroenie, 1983. – 320 s.

9. Anderson J.D. *Fundamentals of Aerodynamics*. – 5 th ed. – New York: McGraw-Hill, 2011. – 1100 p.



Кайрат Ахметов, PhD, аға оқытушы, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Қазақстан, kairat.telektesovich@gmail.com

Хуралай Молдамурат, т.ғ.к., қауымдастырылған профессор, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Қазақстан, khuralay03@gmail.com

Канат Саханов, т.ғ.к., аға оқытушы, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Қазақстан, ksakhanov@gmail.com

ПАЙДАЛЫ ЖҮКТЕМЕСІ 70-ТЕН 150 КГ-ҒА ДЕЙІНГІ ҰҰА ҚАНАТЫНЫҢ ГЕОМЕТРИЯЛЫҚ СИПАТТАМАЛАРЫН ЗЕРТТЕУ

Аңдатпа. Осы мақалада пайдалы жүктеме шамасына байланысты ҰҰА қанатының геометриялық параметрлерін зерттеу нәтижелері ұсынылған. Теориялық жолмен қанат құлашы мен оның ауданы ұшу аппаратының массасы мен 70-тен 150 кг-ға дейінгі аралықтағы пайдалы жүктемені қамтитын жиынтық жүктеменің артуына тура пропорционал өсетіні анықталды. Трапеция пішіні негізінде есептелген қанат ауданы 19-дан 23 м²-ге дейін ұлғайған кезде, түбірлік және ұштық хордалар да сәйкесінше өзгереді: олардың мәндері тиісінше 4,9–5,4 м және 2,5–2,7 м аралығында өзгереді. Қанат құлашы бұл жағдайда 11,5-тен 12,7 м-ге дейін өзгереді. Алынған тәуелділіктер қанаттың геометриялық сипаттамаларының ең аз және ең көп мәндер аралығын анықтауға мүмкіндік берді, бұл ҰҰА жобалау үшін негізделген бастапқы деректерді қамтамасыз етеді.

Түйінді сөздер: ҰҰА, трапеция тәрізді қанат, пайдалы жүктеме, қанаттың ұштық және түбірлік бөлігі, көтергіш күш коэффициенті.

Kairat Akhmetov, PhD, senior lecturer, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, kairat.telektesovich@gmail.com

Khuralay Moldamurat, candidate of technical sciences, associate professor, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, khuralay03@gmail.com

Kanat Sakhanov, candidate of technical sciences, senior lecturer, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, ksakhanov@gmail.com

STUDY OF THE GEOMETRIC CHARACTERISTICS OF A UAV WING WITH A PAYLOAD FROM 70 TO 150 KG

Abstract. This paper presents the results of a study on the geometric parameters of a UAV wing depending on the payload weight. It has been theoretically established that the wingspan and wing area increase in direct



proportion to the growth of the total load, which includes the mass of the aircraft and the payload, within the range of 70 to 150 kg. As the wing area increases from 19 to 23 m², calculated on the basis of a trapezoidal planform, the root and tip chord lengths change accordingly: their values vary within 4.9-5.4 m and 2.5-2.7 m, respectively. The wingspan, in this case, varies from 11.5 to 12.7 m. The obtained relationships made it possible to determine the range of the wing's geometric characteristics – from minimum to maximum values—thus providing well-founded initial data for UAV design.

Keywords: UAV, trapezoidal wing, payload, root and tip chord, lift coefficient.

Поступила: 16 февраля 2026 года

Рецензирована: 20 февраля 2026 года

Принята: 03 марта 2026 года