



УДК 623.45
ГРНТИ 78.25.41

К ВОПРОСУ О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НЕСУЩИХ ВИНТОВ В КАЧЕСТВЕ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ АВИАЦИОННОЙ БОМБЫ

*А.В. НИКОЛАЕВ, кандидат технических наук, доцент
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
В.В. ЛЕБЕДЕВ, кандидат технических наук, доцент
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
А.А. БЕЛИЧУК, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
С.Г. ЛИТВИНОВИЧ, кандидат технических наук
ПАО «Туполев» (г. Москва)*

В статье рассмотрен вопрос применения авиационной бомбы с использованием ротационных тормозных устройств. В качестве такого устройства подразумевается использование несущего винта в режиме самовращения, у которого лопасти вращаются благодаря энергии набегающего потока. Расчеты элементов траектории бомбы проведены с использованием итерационного алгоритма для штурмовой бомбы. На основании проведенных расчетов сделаны выводы о целесообразности применения в авиационных бомбах ротационных тормозных устройств вместо жестких и парашютных тормозных устройств.

Ключевые слова: воздушное судно, авиационная бомба, парашютное тормозное устройство, ротационное тормозное устройство, несущий винт.

TO THE QUESTION ABOUT THE POSSIBILITY OF USING MAIN ROTORS AS BRAKING DEVICES OF AIR BOMB

*A. V. NIKOLAEV, Candidate of Technical sciences, Associate Professor
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
V. V. LEBEDEV, Candidate of Technical sciences, Associate Professor
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
A. A. BELICHUK, Candidate of Technical sciences
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
S. G. LITVINOVICH, Candidate of Technical sciences
PJSC «Tupolev» (Moscow)*

The article considers the issue of the use of an aircraft bomb using rotary braking devices. As such the device, it is assumed that the main rotor is used in the self-rotation mode, in which the blades rotate due to the incoming flow energy. Calculations of the bomb trajectory elements were carried out using an iterative algorithm for an assault bomb. Conclusions about the feasibility of using rotary braking devices in aircraft bombs instead of rigid and parachute braking devices are made on the calculations basis carried out.

Keywords: aircraft, aircraft bomb, parachute braking device, rotary braking device, main rotor.

Введение. Анализ боевого применения авиации ВВС в нашей стране и за рубежом [1, 2] показывает, что на современном этапе и в обозримом будущем обычные средства поражения (СП) и боеприпасы (БП) останутся основным фактором сдерживания и огневого воздействия в возможных межрегиональных конфликтах и локальных войнах. Данный вывод наглядно подтвердили результаты проведения операции «Буря в пустыне» группировкой



многонациональных сил против Ирака в 1991 г. Тогда в тактической полосе обороны от авиационных ударов иракские войска понесли более 50 % общих потерь. Аналогичная ситуация имела место и в 2003 г. при осуществлении операции «Шок и трепет» [1], а также в Сирийской Арабской Республике, где российская авиация применяла в основном стандартные фугасные авиабомбы свободного падения калибра 250 и 500 килограммов, а также бетонобойные бомбы БЕТАБ-500, в том числе и активно-реактивные с повышенными возможностями преодоления преград – БЕТАБ-500ШП [2]. Для повышения эффективности их применения и безопасности летного состава и летательного аппарата обычно применяются тормозные устройства. Статья посвящена оценке возможности совершенствования характеристик планирования авиационных бомб (АБ) за счет использования несущих винтов в качестве тормозных устройств.

Актуальность. Современные авиационные бомбы (АБ), при применении которых осуществляется бомбометание с малых и предельно малых высот, оснащены тормозными устройствами (ТУ), основным назначением которых является увеличение отставания от самолета-носителя, что предотвращает воздействие поражающих факторов, образующихся при взрыве сбрасываемой бомбы на воздушное судно (ВС) и экипаж. Кроме того, наличие ТУ приводит к увеличению углов встречи АБ с поверхностью и, соответственно, к росту размеров и площади зоны поражения осколками.

Наличие ТУ увеличивает лобовое сопротивление АБ, в результате уменьшается скорость АБ на траектории и увеличивается время ее падения. На образцах отечественных штурмовых АБ различают жесткие тормозные устройства (ЖТУ), в которых специальная пружина и воздушный поток раскрывают лопасти стабилизатора, придавая ему форму зонта, и парашютные тормозные устройства (ПТУ), в которых парашют выбрасывается из контейнера и, раскрываясь, создает силу торможения.

Сравнивая ПТУ с ЖТУ, в пользу первого говорит меньшая масса у АБ сравнимых калибров. Так АБ с ПТУ имеют массу ТУ, уменьшающуюся от 10 % (у АБ калибра 100 кг) до 2–4 % (у АБ калибра 1500 кг). Рост массы ЖТУ с ростом калибра АБ обуславливается увеличивающейся массой демпфирующих устройств, исключая действие ударных нагрузок, возникающих при раскрытии лопастей [3]. Однако большая площадь купола парашюта увеличивает заметность АБ в оптическом диапазоне, что способствует ее поражению на траектории движения. Так же велика вероятность спутывания, слеживания строп и самого парашюта при длительном хранении неразборной конструкции, их отрыва при больших скоростях применения, что накладывает ограничения на диапазон возможных скоростей сбрасывания АБ с ПТУ.

Баллистическое обеспечение АБ со сложной баллистической схемой сопряжено с учетом переходных процессов, связанных с временем раскрытия парашюта, при расчете траектории. То есть для АБ с ПТУ коэффициент лобового сопротивления на переходном участке траектории изменяется случайным образом и может зависеть от свойства ткани и шитья купола, характера укладки, температуры и влажности, срока хранения, условий выхода парашюта в поток воздуха (скорость потока, углы нутации АБ, скорости вращения и др.). Учесть в практических расчетах фактическую зависимость $C_{x0}(t)$ не представляется возможным. Строго говоря, нельзя точно определить продолжительность переходного участка Δt_{TV} , которая может составлять от 0,5 до 1 с. На языке внешней баллистики это означает, что ошибка определения отбоя бомбы при скоростях бросания 300–500 км/ч может достигать 100 и более метров.

Альтернативой существующим парашютным и жестким ТУ для АБ могут служить ротационные тормозные устройства (РТУ), где в качестве ТУ подразумевается использование несущего винта (НВ) в режиме самовращения, у которого лопасти вращаются благодаря энергии набегающего потока. При этом для уменьшения общей массы бомбы в пользу полезной нагрузки предпочтительно использование композитных материалов для изготовления лопастей НВ. В основе таких устройств лежит принцип авторотации, широко применяемый в вертолетной технике при отказе двигательной установки, когда торможение при снижении бомбы достигается



за счет раскрутки лопастей набегающим потоком, установленных под определенным углом атаки к набегающему потоку.

Суть предлагаемого способа состоит в использовании РТУ со степенью свободы относительно строительной оси АБ, обеспечивающего вращение, при этом лопасти НВ РТУ находятся под углом 3–4 градуса по отношению к плоскости вращения к набегающему потоку воздуха, что соответствует созданию подъемной силы достаточной для обеспечения безопасной скорости снижения и соизмеримо со скоростью снижения с ПТУ. Причем использование НВ в качестве ТУ возможно при наличии двигателя закрутки для придания первоначального вращения винту с последующим поддержанием скорости вращения в режиме авторотации.

Конструктивно НВ состоит из лопастей, закрепленных на втулке, посаженной на вал, вместе с которым винт может вращаться. Элемент лопасти в скоростной системе координат представлен на рисунке 1. Тяга винта обеспечивает подъемную силу, так как винт при вращении создает несущую поверхность, что обеспечивает необходимое значение скорости снижения, при заданных характеристиках несущих лопастей винта и угловых установках. Лопасти винта жестко закреплены относительно втулки в плоскости вращения и перпендикулярно к ней с фиксированным поворотом лопасти вокруг ее продольной оси на угол α_r .

Для определения оптимального угла α_r рассмотрим элемент лопасти, обтекаемый потоком воздуха со скоростью W , при этом возникает равнодействующая сила R , проекции которой на оси скоростной системы координат равны подъемной силе Y и силе сопротивления X . Угол наклона подъемной силы Y относительно оси винта равен углу притекания струй β , а угол между равнодействующей и подъемной силой обозначим ψ (рисунок 2). Величина углов β и ψ зависит от угла атаки элемента лопасти, равного сумме углов установки лопасти φ и притекания β , то есть $\alpha_r = \beta + \varphi$.

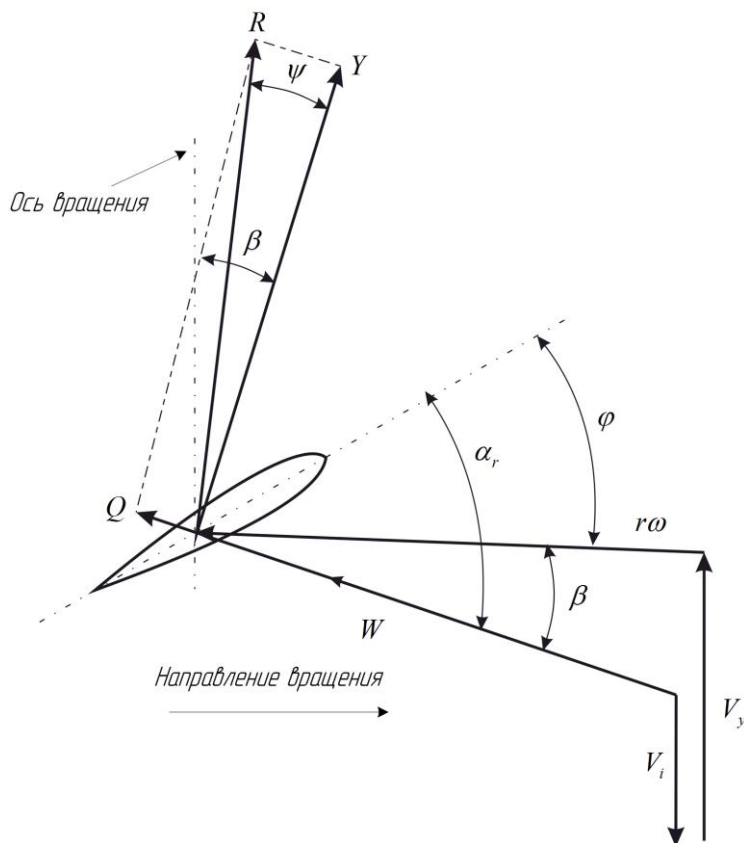


Рисунок 1 – Элемент лопасти в скоростной системе координат

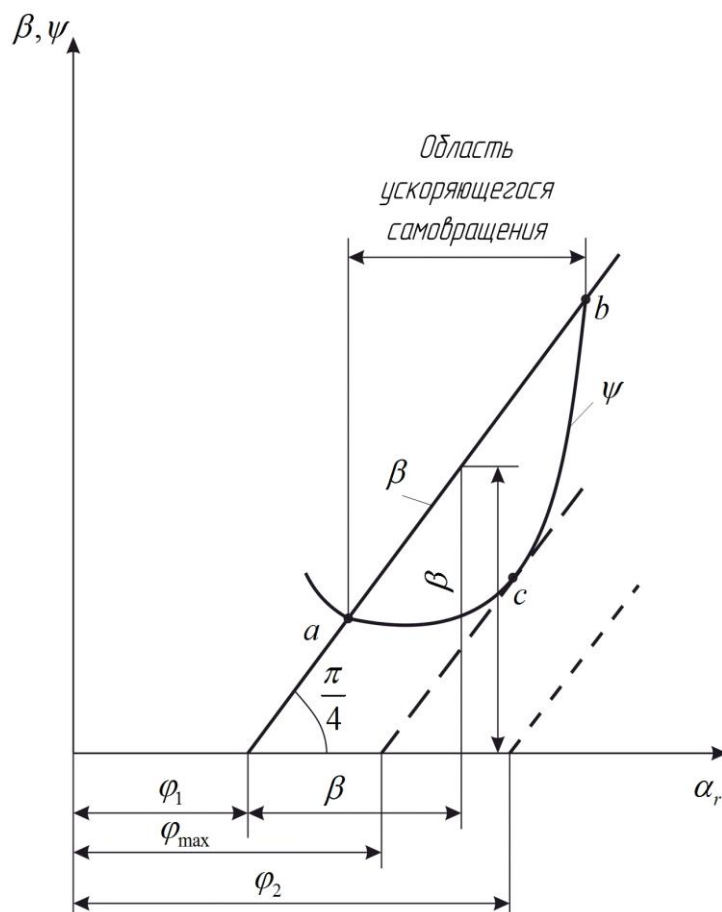


Рисунок 2 – Режим самовращения в зависимости от угла атаки элемента лопасти

Величины углов β и ψ определяют режим вращения лопастей винта. Если $\beta > \psi$, то имеет такой наклон, при котором ее проекция на плоскость вращения составляет $R \sin(\beta - \psi)$, что вызывает ускорение вращения лопасти.

Угол $\psi = \arctg \frac{X}{Y} = \arctg \frac{C_x}{C_y}$ и зависит от угла атаки элемента лопасти. С увеличением угла атаки до величины порядка 4 градуса ψ уменьшается, а при дальнейшем увеличении α_r увеличивается вследствие интенсивного роста C_x . Угол β также определяется α_r в соответствии с выражением $\beta = \alpha_r - \varphi$.

Для определения режима самовращения необходимо сопоставить изменение $\psi = f(\alpha_r)$ и $\beta = f(\alpha_r)$ при заданном угле φ . Причем, при малых значениях угла установки характеристики самовращения будут наиболее благоприятными.

Важнейшее влияние на аэродинамические характеристики НВ оказывает профиль лопасти. Для лопастей НВ выбираются профили, имеющие высокие несущие свойства и аэродинамическое качество, незначительное смещение центра давления по углу атаки.

В наибольшей степени этим требованиям удовлетворяют модифицированный профиль НАСА-230М, профиль ЦАГИ П-59 и некоторые другие. Условия работы элементов лопасти на разных радиусах существенно различаются. Формы профилей, т.е. формы сечений, параллельных плоскости симметрии крыльев и перпендикулярных передней кромке лопастей, очень сходны, зачастую одинаковы. Помимо хорды каждый профиль имеет и другие геометрические параметры (рисунок 3).

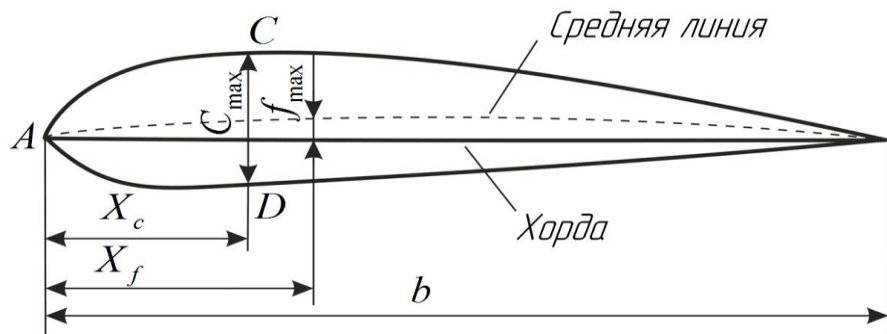


Рисунок 3 – Элемент лопасти

Для определения скорости снижения бомбы по вертикали, винт рассматривается как диск, создающий сопротивление. При установившемся снижении сопротивление винта равно силе тяжести бомбы:

$$X = C_{xa} F \frac{\rho V_y^2}{2} = mg, \quad (1)$$

где C_{xa} – коэффициент сопротивления винта, который можно принять равным 1,0–1,2;

$F = \pi R^2 = \frac{\pi D^2}{4}$ – ометаемая площадь, образуемая при вращении лопастями диаметром D (рисунок 4).

Тогда скорость вертикального снижения будет равна:

$$V_y = \sqrt{\frac{2mg}{\rho F C_{xa}}}. \quad (2)$$

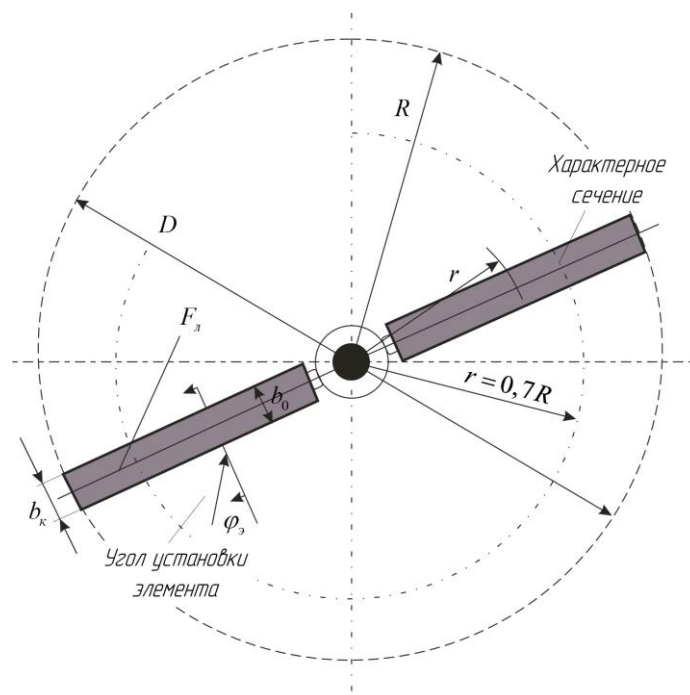


Рисунок 4 – Ометаемая площадь, образуемая при вращении лопастями диаметром D



Лопастей винта в проекции на площадь вращения прямоугольные с постоянной хордой (b) по размаху. Площадь прямоугольной лопасти определяется по формуле $F_l = Rb$. Количество лопастей выбиралось из соотношения суммарной площади лопастей к ометаемой, определяемое коэффициентом заполнения σ :

$$\sigma = \frac{kF_l}{F}, \quad (3)$$

где k – количество лопастей. У современных несущих винтов $k=2..7$; $\sigma=0,04..0,12$.

В качестве сравнительного анализа расчеты проводились с использованием итерационного алгоритма для штурмовой бомбы, где траектория бомбы по составу действующих сил и характера движения делится на три расчетных участка.

Первый участок начинается в момент бросания ($t = 0$) и заканчивается в момент условного раскрытия РТУ, то есть при $t = t_1$, где баллистические свойства бомбы задаются участковой характеристикой для первой ступени, характеристической скоростью $V_{\theta 1}$. Элементы траектории бомбы в момент t_1 рассчитываются по тем же формулам, по которым рассчитывается траектория бомбы с простой баллистической схемой. Значение функции сопротивления благодаря малому времени движения принимается равным начальному значению:

$$E_1 = \text{const} = E_0 = \frac{g_0}{V_{\theta 1}^2} H_N(H) c_{x3}^N(M_0) v_0. \quad (4)$$

Второй расчетный участок, называемый участком интенсивного торможения, соответствует начальному периоду движения бомбы с раскрытым РТУ. Значение функции сопротивления на участке интенсивного торможения принимается равным:

$$E_2 = \text{const} = \frac{g_0}{V_{\theta 2}^2} H_N(H) v_1, \quad (5)$$

что соответствует плотности воздуха в точке бросания, скорости в начале участка и числу Маха $M \leq 0,4$. Характерной особенностью второго участка является быстрое падение скорости бомбы от величины v_1 до величины, примерно равной характеристической скорости $V_{\theta 2}$, так что условие окончания данного участка имеет вид $v_2 = V_{\theta 2}$, из которого можно получить расчетную формулу для Δt_2 .

В качестве допущений принималось, что ускорение силы тяжести g_0 пренебрежимо мало по сравнению с ускорением силы лобового сопротивления $E v$. И в выражении для функции сопротивления $H_N(h) = H_N(H)$, $c_{x3}^N(M) = c_{x3}^N(M=0,4) = 1$. При сделанных допущениях получим дифференциальное уравнение вида:

$$\frac{dv}{d\tau} = -K v^2, \quad (6)$$

где $K = \frac{g_0}{V_{\theta 2}^2} H_N(H)$.



Разделяя переменные, получим $\int_{v_1}^{V_{\theta 2}} \frac{dv}{v^2} = -K \int_0^{\Delta t_2} d\tau$, откуда:

$$\Delta t_2 = \frac{v_1 - V_{\theta 2}}{K v_1 V_{\theta 2}}. \quad (7)$$

Может оказаться, что $\Delta t_2 < 0$. Этот случай следует интерпретировать как отсутствие участка торможения. Тогда сразу производится переход к третьему расчетному участку, минуя второй. Если же $\Delta t_2 < t_c - t_1$, где t_c – время падения АБ, то это означает, что бомба приходит в конечную точку, не успев полностью погасить скорость. В этом случае принимается $\Delta t_2 = t_c - t_1$ и весь расчет ведется только по двум первым участкам.

Расчетные формулы второго участка траектории построены на базе системы уравнений движения бомбы в стартовой системе координат, которая использовалась в алгоритме для простой баллистической схемы с новым началом отсчета времени τ при $t = t_1$:

$$\begin{cases} \frac{dv_x}{d\tau} = -E v_x \\ \frac{dv_y}{d\tau} = -E v_y - g_0 \\ \frac{dx}{d\tau} = v_x \\ \frac{dy}{d\tau} = v_y \end{cases}. \quad (8)$$

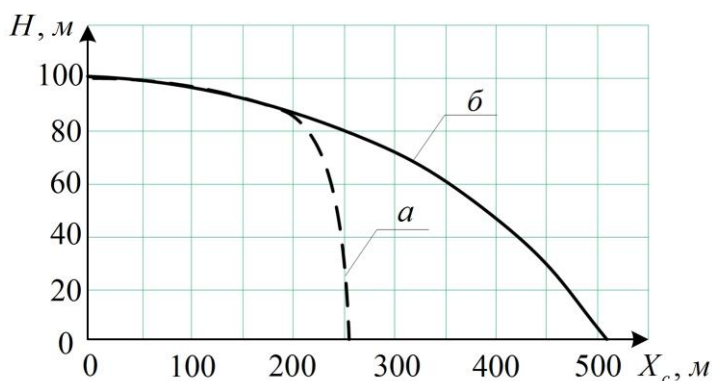
Третий расчетный участок траектории называется участком установившегося движения. Здесь бомба движется со скоростью, примерно равной $V_{\theta 2}$. Этот участок рассчитывается по алгоритму для бомб с простой баллистической схемой. При этом в качестве баллистической характеристики бомбы используется величина $V_{\theta 2}$ без усреднения функции сопротивления, которая принимается в виде:

$$E_3 = \text{const} = \frac{g_0}{V_{\theta 2}} H_N(H), \quad (9)$$

что соответствует плотности воздуха в точке бросания, числу $M < 0,4$ и скорости бомбы $v = V_{\theta 2}$. Отличительной особенностью расчетов второго участка бомбы с РТУ от бомбы с ПТУ является то, что вместо баллистической характеристики $V_{\theta 2}$ используется значение равновесной скорости вертикального снижения V_y с раскрытым РТУ.

На рисунке 5 приведены графики зависимостей величины отнота от высоты бросания для штурмовых АБ с использованием РТУ (а) и ПТУ (б).

Анализ зависимостей показывает, что при одинаковых начальных условиях бросания величина отнота бомбы сократилась практически в 2 раза.



а) с использованием РТУ; б) с использованием ПТУ

Рисунок 5 – Траектории бомб

В таблице 1 представлены результаты проведенного моделирования, а именно значения времени падения штурмовой бомбы массой 288 кг, сброшенной с высоты $H = 100$ м при скорости бомбометания $V = 500$ км/ч с тормозными устройствами различной конструкции.

Исследование показывает, что время падения бомбы увеличилось с 5,1 с до 7,2 с благодаря сокращению скорости падения бомбы до 25 м/с. Тем самым увеличивается отставание боеприпаса, что в свою очередь уменьшает вероятность поражения ВС осколками.

Таблица 1 – Время падения бомбы массой 288 кг

V , км/ч	H , м	Время падения t_c , с	
		РТУ $b = 0,2$ м; $k = 2$; $\sigma = 0,04$	ПТУ $S_{II} = 2$ м ²
500	100	7,2	5,1

Выводы. В результате проведенных исследований определено, что альтернативой существующим парашютным и жестким ТУ для АБ могут служить ротационные тормозные устройства, где в качестве ТУ используется несущий винт в режиме самовращения, в котором лопасти вращаются благодаря энергии набегающего потока. При этом для уменьшения общей массы бомбы в пользу полезной нагрузки предпочтительно использование композитных материалов для изготовления лопастей НВ. Анализ проведенных расчетов показал определенное превосходство ротационных тормозных устройств по отношению к парашютным ввиду большого времени падения и уменьшения величины отношения бомбы, что делает возможным снижение минимальной высоты бомбометания, сохраняя безопасность летного состава и ВС, а также повышение точности боевого применения.

Вместе с тем, в данной работе не производился расчет максимально возможной скорости бросания для обеспечения надежности функционирования элементов конструкции РТУ, так как данные исследования заслуживают отдельного внимания и изучения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Средства поражения и боеприпасы: учебник / А.В. Бабкин, В.А. Велданов, Е.Ф. Грязное и др. / под общ. ред. В.В. Селиванова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 984 с.
2. Сивков К. Объект на вылет // Военно-промышленный курьер. 2015. № 41 (607). С. 2–3.
3. Миропольский Ф.П., Пырьев Е.В., Головенкин В.В., Хрулин С.В. Авиационные боеприпасы: учебник для слушателей и курсантов ВУЗов ВВС / Ф.П. Миропольский, Е.В. Пырьев, В.В. Головенкин, С.В. Хрулин. М: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2010. 406 с.



4. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов: учебник / Б.Н. Юрьев. М.: Государственное издание оборонной промышленности, 1956. 559 с.

5. Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных неуправляемых снарядов: учебник / А.Г. Постников. Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2003. 395 с.

REFERENCES

1. Sredstva porazheniya i boepripasy: uchebnik / A.V. Babkin, V.A. Veldanov, E.F. Gryaznoe i dr. / pod obsch. red. V.V. Selivanova. M.: Izd-vo MGTU im. N. E. Baumana, 2008. 984 p.

2. Sivkov K. Ob`ekt na vylet // Voenno-promyshlennyj kur'er. 2015. № 41 (607). pp. 2–3.

3. Miropol'skij F.P., Pyr'ev E.V., Golovenkin V.V., Hrulin S.V. Aviacionnye boepripasy: uchebnik dlya slushatelej i kursantov VUZov VVS / F.P. Miropol'skij, E.V. Pyr'ev, V.V. Golovenkin, S.V. Hrulin. M: VUNC VVS, 2010. 406 p.

4. Yur'ev B.N. A`erodinamicheskij raschet vertoletov: uchebnik / B.N. Yur'ev. M.: Gosudarstvennoe izdanie obronnoj promyshlennosti, 1956. 559 p.

5. Postnikov A.G. Vneshnyaya ballistika aviacionnyh neupravlyaemyh snaryadov: uchebnik / A.G. Postnikov. Izd-vo VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 2003. 395 p.

© Николаев А.В., Лебедев В.В., Беличук А.А., Литвинович С.Г., 2021

Николаев Андрей Владимирович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры специального вооружения, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, andrewnik09@gmail.com.

Лебедев Вадим Владимирович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры специального вооружения, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, wwl68@mil.ru.

Беличук Александр Александрович, кандидат технических наук, преподаватель кафедры специального вооружения, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, belichuk1986@mail.ru.

Литвинович Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, начальник отдела специального вооружения, Публичное акционерное общество «Туполев», Россия, 105005, г. Москва, ул. Набережная академика Туполева, 17, lsg-111@yandex.ru.